

ESCUELA POLITÉCNICA NACIONAL

FACULTAD DE INGENIERÍA ELÉCTRICA Y ELECTRÓNICA

**ACTUALIZACIÓN DEL SISTEMA DE CONTROL Y PROPULSIÓN
DE VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS (UAVS)**

**DIMENSIONAMIENTO, IMPLEMENTACIÓN Y COMPROBACIÓN DE
UN SISTEMA DE PROPULSIÓN ELÉCTRICA PARA EL DESPEGUE
Y ATERRIZAJE VERTICAL (VTOL) DE UN VEHÍCULO AÉREO NO
TRIPULADO**

**TRABAJO DE INTEGRACIÓN CURRICULAR PRESENTADO COMO
REQUISITO PARA LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE INGENIERO EN
ELECTRÓNICA Y AUTOMATIZACIÓN**

RENATO RODRIGO ANDRANGO SUQUILLO

renato.andrango@epn.edu.ec

DIRECTOR: ING. PATRICIO JAVIER CRUZ DÁVALOS, PhD.

patricio.cruz@epn.edu.ec

DMQ, octubre 2023

CERTIFICACIONES

Yo, Renato Rodrigo Andrango Suquillo, declaro que el trabajo de integración curricular aquí descrito es de mi autoría; que no ha sido previamente presentado para ningún grado o calificación profesional; y, que he consultado las referencias bibliográficas que se incluyen en este documento.

Renato Rodrigo Andrango Suquillo

Certifico que el presente trabajo de integración curricular fue desarrollado por Renato Rodrigo Andrango Suquillo, bajo mi supervisión.

Ing. Patricio Javier Cruz Dávalos, PhD.
DIRECTOR

DECLARACIÓN DE AUTORÍA

A través de la presente declaración, afirmamos que el trabajo de integración curricular aquí descrito, así como el (los) producto(s) resultante(s) del mismo, son públicos y estarán a disposición de la comunidad a través del repositorio institucional de la Escuela Politécnica Nacional; sin embargo, la titularidad de los derechos patrimoniales nos corresponde a los autores que hemos contribuido en el desarrollo del presente trabajo; observando para el efecto las disposiciones establecidas por el órgano competente en propiedad intelectual, la normativa interna y demás normas.

Renato Rodrigo Andrango Suquillo

Ing. Patricio Javier Cruz Dávalos, PhD.

DEDICATORIA

A mi madre, la persona que me fortalece día a día. A mi padre, la persona que me ha formado con su sabiduría. Su apoyo, paciencia y amor incondicional hacen todo esto posible.

AGRADECIMIENTO

A mi madre, Fanny, gracias por tanto amor y entrega, no existe tiempo ni vida suficiente para devolver lo que me ha dado.

A mi padre, Rodrigo, gracias por tanto amor y conocimiento, sin su sabiduría no sería la persona que soy hoy en día.

A Evelyn, por todo su apoyo, amor y dedicación, por confiar en mí y en mi trabajo y por compartir su tiempo conmigo.

A toda mi familia, por confiar en lo que hago.

A mis grandes amigos Elvis, Sebas, Joel, Darwin, Luis, Esteban, Karol, José, Carolina, Kevin y Bryan por estar presentes en este largo camino y por ser ese apoyo incondicional que todo estudiante necesita.

A mis amigos de infancia Daisy e Iván, por el apoyo, risas y momentos compartidos.

A Erick, David y Francisco por su amistad y colaboración en el desarrollo del proyecto.

Al doctor Patricio Cruz por su apoyo, paciencia y dedicación invertidos en este Trabajo de Integración Curricular.

ÍNDICE DE CONTENIDO

CERTIFICACIONES.....	I
DECLARACIÓN DE AUTORÍA.....	II
DEDICATORIA.....	III
AGRADECIMIENTO.....	IV
ÍNDICE DE CONTENIDO.....	V
RESUMEN	VII
ABSTRACT	VIII
1 INTRODUCCIÓN.....	1
1.1 OBJETIVO GENERAL	2
1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS.....	2
1.3 ALCANCE	3
1.4 MARCO TEÓRICO	4
1.4.1 UAV	4
1.4.2 DRONES HÍBRIDOS VTOL.....	5
1.4.3 UAV TILTROTOR.....	6
1.4.4 UAVS-PROYECTO DE INVESTIGACIÓN PIM-21-01.....	8
1.4.4.1 Componentes	9
1.4.5 SOFTWARE DE AUTOPILOTO-ARDUPILOT.....	12
1.4.5.1 Firmware de aviones	12
1.4.6 ESTACIÓN DE TIERRA-MISSION PLANNER.....	13
2 METODOLOGÍA.....	14
2.1 COMPONENTES DE UN TILTROTOR.....	14
2.1.1 SISTEMA ELÉCTRICO DE EMPUJE	15
2.1.1.1 Motores	15
2.1.1.2 ESC.....	17
2.1.1.3 BATERIAS LiPo	17
2.1.2 MECANISMO DE TRANSICIÓN	18
2.2 DIMENSIONAMIENTO	20
2.2.1 REQUERIMIENTOS.....	20
2.2.1.1 Peso	21
2.2.1.2 Perfil de la misión de vuelo	22
2.2.1.3 Potencias por etapa de vuelo.....	23
2.2.2 CÁLCULO Y SELECCIÓN DE COMPONENTES.....	26

2.3	ESTACIÓN DE PRUEBAS EN TIERRA.....	28
2.3.1	DISEÑO.....	28
2.3.2	MONTAJE DE COMPONENTES	29
2.4	MONTAJE EN UAV MODIFICADO.....	30
2.4.1	INSTALACIÓN DE SERVOMOTORES	33
2.4.2	CABLEADO DE COMPONENTES	34
2.4.3	INSTALACIÓN DE COMPONENTES.....	36
2.5	PROGRAMACIÓN DE CONTROLADORA DE VUELO	37
2.5.1	FIRMWARE DE AVIONES – FUNCIONALIDAD TILTROTOR.....	37
2.5.2	PARÁMETROS	38
2.5.3	MODOS DE VUELO.....	39
2.5.4	ENLACE DE RADIOCONTROL Y TELEMETRÍA.....	40
2.5.5	RECALIBRACIÓN DE CONTROLADORA DE VUELO	42
3	RESULTADOS, CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES	43
3.1	PRUEBAS Y RESULTADOS	43
3.1.1	PRUEBAS EN LA ESTACIÓN DE TIERRA.....	43
3.1.2	PRUEBAS DE VUELO	47
3.1.2.1	Prueba de vuelo-Modo QESTABILIZE	48
3.1.2.1	Prueba de vuelo-Modo QLOITER	55
3.2	CONCLUSIONES	59
3.3	RECOMENDACIONES.....	61
4	REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS	61
5	ANEXOS	65

RESUMEN

En la actualidad, el estudio de volcanes enfocado en diferentes aspectos como el monitoreo de sus emisiones, evaluación geomorfológica, cartografía, entre otros, se realiza con la ayuda de drones, específicamente con vehículos aéreos no tripulados de tipo ala fija debido a las ventajas características de estas plataformas aéreas, como lo son su mayor autonomía de vuelo y capacidad de planeo. Así entonces, el presente Trabajo de Integración Curricular se encarga de abordar el dimensionamiento, implementación y comprobación de un dron de ala fija, pero tipo tiltrotor; partiendo de un estudio bibliográfico de análisis para la implementación de su funcionalidad VTOL (Vertical Take-Off and Landing), así como del uso de la controladora de vuelo Pixhawk Cube 2.1 y de los elementos constitutivos de un dron de este tipo.

El dimensionamiento y selección de componentes para el sistema de transición y empuje es en base a cubrir las necesidades de potencia calculadas para distintas fases de vuelo de una misión estándar. Mientras que, la programación de la controladora de vuelo permite al usuario pilotar la aeronave en vuelo horizontal y vertical a través de un radiocontrol. Las pruebas realizadas se han llevado a cabo en primer lugar mediante una estación en tierra verificando la correcta funcionalidad del sistema. Posteriormente, a través de vuelos básicos en modo multirrotor se ha obtenido una adecuada estabilidad y control. Esto ha perfilado al equipo a la realización de pruebas futuras en nuevos proyectos incluyendo transiciones de vuelo vertical a horizontal y viceversa, sobre todo tomando en cuenta el uso de frames perfeccionados.

PALABRAS CLAVE: Tiltrotor, VTOL, Pixhawk, Propulsión eléctrica, UAV.

ABSTRACT

The study of volcanoes involves exploring various of its aspects such as emissions monitoring, geomorphological assessments, and mapping. Nowadays, these application among others can be carried out by employing drones. Particularly, fixed-wing unmanned aerial vehicles are preferred due to their inherent advantages, such as extended flight endurance and gliding capability. Consequently, this project focuses on designing, implementing, and validating a tiltrotor fixed-wing drone. This involves drawing insights from existing research on implementing VTOL (Vertical Take-Off and Landing) functionality, as well as on employing the Pixhawk Cube 2.1 flight controller together with essential components for this drone type.

Selecting appropriately sized components for the transition and thrust system ensures sufficient power for different flight phases in a standard mission. Furthermore, programming the flight controller empowers users to navigate the aircraft horizontally and vertically using remote control. The testing procedure begins with ground-based station tests to confirm system functionality. Subsequently, basic multicopter flights are conducted to establish stability and control. Successful outcomes from these tests encourage the team to plan future experiments in upcoming projects that may involve seamless transitions between vertical and horizontal flight, with a keen focus on utilizing enhanced frames.

KEYWORDS: Tiltrotor, VTOL, Pixhawk, Electric propulsion, UAV.

1 INTRODUCCIÓN

La compleja geografía a la cual se enfrentan los equipos de trabajo encargados del monitoreo de volcanes pone en peligro la integridad de los diferentes dispositivos utilizados para dicha actividad. Dicha problemática corresponde a uno de los pilares fundamentales dentro de la realización del Proyecto de Investigación Multidisciplinario PIM-21-01, del Departamento de Ingeniería Mecánica de la Escuela Politécnica Nacional, cuyo propósito es el desarrollo de una metodología de monitoreo de emisiones volcánicas y evaluación geomorfológica para el volcán Reventador mediante vehículos aéreos no tripulados (UAVs) de ala fija con sistemas de propulsión eléctrica distribuida (eDP) para despegue y aterrizaje vertical (VTOL). Justamente, una plataforma que está siendo preferentemente empleada son los drones de ala fija, especialmente para la toma de fotografías, análisis del entorno, etc. [1]. Un dron de este tipo equipado para dicho trabajo con cámaras, sensores LiDAR y demás instrumentos, tiene un peso conjunto considerable haciendo imposible un despegue a través de un impulso manual por parte del operador o a través de una catapulta. Esto obliga a disponer de una pista de despegue/aterrizaje con una longitud, elevación e inclinación adecuadas para garantizar una operación segura [2]. Adicionalmente, por ejemplo, en el caso del aterrizaje, el dron requiere de una alineación con la pista, un régimen de descenso establecido y un control de velocidad para evitar entrar en pérdida, variables sumamente complicadas de controlar en un medio adverso como lo es alrededor de un volcán donde se experimentan ráfagas de viento, imprevistos meteorológicos y baja visibilidad [3]. Además, el requerimiento de una elevada cantidad de imágenes de zonas delimitadas de un volcán, como por ejemplo en estudios ortofotográficos, obligan en el caso de un dron de ala fija a repetir trayectorias para cubrir una misma área debido a su elevada velocidad y baja maniobrabilidad en crucero, lo que puede volver menos eficiente la misión en términos de consumo energético y tiempo invertido [2].

Una posible solución a esta problemática es la implementación de un sistema eléctrico para el despegue y aterrizaje vertical basado en un modelo tiltrotor. Esto eliminará la necesidad de una pista extensa con el fin de garantizar la seguridad del equipo en las fases de despegue y aterrizaje. Adicionalmente, un tiltrotor brinda nuevos grados de libertad para un control de cabeceo, alabeo y rotación en vuelo estacionario. Así entonces, una vez que el dron despegue de manera vertical desde una base de superficie limitada, realizará la transición a vuelo horizontal permitiendo alcanzar velocidades elevadas de crucero con mayor autonomía. De igual manera, en caso de que la misión requiera de un vuelo estacionario para, por ejemplo, toma de varias fotografías, se tendrá un control de movimiento para el correcto enfoque y posicionamiento del equipo, elevando así la

eficiencia de las misiones a ser desplegadas [4]. Cabe mencionar que los beneficios de la realización del proyecto no se enmarcan exclusivamente en aplicaciones de vulcanología o de índole geográfico, permitiendo así la utilización del mismo en sectores como transporte, paquetería o comunicaciones, particularmente enfocado en zonas de difícil acceso, o con infraestructura no adecuada para el despegue y aterrizaje de drones de ala fija.

De la revisión bibliográfica realizada, no se han encontrado trabajos relacionados al diseño e implementación de un UAV tipo tiltrotor en la base de datos de trabajos desarrollados en la EPN, ni tampoco dentro del país. Sin embargo, en el exterior el enfoque de las diferentes publicaciones se centra en el diseño, modelado y control de varias clases de UAV tiltrotor, con número y disposiciones de componentes diferentes partiendo de cero, es decir, planteando una estructura inicial con una determinada cantidad de rotores, analizando la aerodinámica de los componentes que lo integran (fuselaje, alas, winglets, propelas, estabilizadores, entre otros) y definiendo el conjunto más eficiente para su posterior implementación [5]. Al ya contar con el análisis y diseño de perfiles aerodinámicos, configuración y disposición de variables mecánicas, entre otras consideraciones realizadas por el grupo de Ingeniería Mecánica perteneciente al Proyecto de Investigación PIM-21-01 y publicaciones externas, entonces, el presente trabajo corresponde a un complemento enfocado en el sistema eléctrico de propulsión y control de un dron de ala fija tipo tiltrotor.

1.1 OBJETIVO GENERAL

Dimensionar, implementar y comprobar el funcionamiento de un sistema de propulsión eléctrica para un UAV tipo VTOL tiltrotor.

1.2 OBJETIVOS ESPECÍFICOS

1. Realizar una revisión bibliográfica sobre el funcionamiento de la controladora de vuelo Pixhawk Cube y acerca de los diferentes tipos y configuraciones de UAVs VTOL que puedan ser implementados sobre un dron tipo ala fija.
2. Dimensionar y seleccionar los diferentes componentes eléctricos y electrónicos que integran un dron VTOL tiltrotor, a fin de expandir las capacidades de uno de los drones de ala fija empleados en el Proyecto de Investigación PIM-21-01.
3. Integrar los diferentes componentes eléctricos y electrónicos seleccionados sobre el dron de ala fija modificado que permita incorporar la funcionalidad de rotores basculantes.

4. Programar, configurar y verificar el funcionamiento de la controladora de vuelo Pixhawk Cube para el control de motores y servomotores del dron VTOL tiltrotor.
5. Comprobar el correcto funcionamiento del sistema de rotores basculantes y las transiciones de vuelo horizontal/vertical del dron VTOL tiltrotor a través de vuelos piloteados por radiocontrol.

1.3 ALCANCE

- Se realiza una revisión bibliográfica sobre los diferentes tipos y configuraciones de UAVs VTOL con el fin de determinar los componentes que lo integran para su posterior implementación sobre un dron de tipo ala fija tomando en cuenta los equipos, materiales y dispositivos disponibles en el proyecto de investigación PIM-21-01.
- Se estudia la funcionalidad de los diferentes componentes que integran un UAV VTOL tiltrotor, especialmente de la controladora de vuelo Pixhawk Cube disponible en el proyecto de investigación PIM-21-01, enfocado en su capacidad de control y cantidad de salidas tipo PWM para el manejo de motores y servomotores.
- Se dimensionan los diferentes componentes eléctricos y electrónicos, como es el caso de motores BLDC, ESC's, batería y servomotores en función del peso en vacío y con carga útil del UAV.
- Se implementa una base de pruebas en tierra que permita el montaje de motores, servomotores y controladora de vuelo con el fin de comprobar el correcto funcionamiento en conjunto del sistema tiltrotor previo al montaje final sobre el dron de ala fija modificado.
- Con la ayuda del equipo del Departamento de Ingeniería Mecánica relacionado al proyecto de investigación, se realiza el ajuste y comprobación de funcionamiento del sistema de anclaje mecánico para el mecanismo tiltrotor sobre un dron de ala fija.
- Se integran los diferentes componentes seleccionados en el dron de ala fija modificado para el sistema de rotores basculantes, es decir, se realiza el montaje de servomotores y motores BLDC en las alas.

- Con la ayuda de Mission Planner, se descarga e instala en la controladora de vuelo Pixhawk Cube el firmware Ardupilot correspondiente a la versión utilizada en el proyecto de investigación PIM-21-01, con el fin de habilitar los parámetros configurables asociados al tipo de aeronave seleccionada.
- Se realiza la configuración de parámetros requeridos para la habilitación de la funcionalidad de rotores basculantes del dron tipo ala fija, especificando cantidad de motores, disposición física de los mismos, especificaciones de batería, entre otros.
- Con la ayuda de Mission Planner, se configuran las diferentes salidas PWM, asociadas al control de velocidad y posición de motores y servomotores, estableciendo su funcionalidad, sentido de giro y frecuencias mínima, de ralenti y máxima; además, se realiza la recalibración requerida de acelerómetro, brújula y radiotransmisor debido a la modificación estructural del dron utilizado.
- Se realiza la configuración en Mission Planner de los diferentes modos de vuelo y se realiza el ajuste de valores máximos y mínimos de movimiento de los servomotores con el dron tiltrotor en tierra previo a las pruebas de vuelo iniciales.
- Se comprueba el funcionamiento y se realizan los ajustes necesarios en el firmware de la controladora de vuelo asociado a los parámetros PID de estabilización para realizar de forma segura transiciones de vuelo vertical/horizontal.
- Se comprueba el funcionamiento del dron tiltrotor en vuelo pilotado por radiocontrol realizando vuelo estacionario y desplazamientos punto a punto.

1.4 MARCO TEÓRICO

En la presente sección del documento se mostrarán los diferentes conceptos bases para el desarrollo del tema, así como los componentes de hardware y software requeridos para la implementación de un UAV de ala fija tipo tiltrotor.

1.4.1 UAV

Un UAV (por sus siglas en inglés “Unmanned Aerial Vehicle”) corresponde a una aeronave sin un piloto humano a bordo, lo cual permite realizar tareas peligrosas, como el monitoreo de volcanes, a un bajo costo de despliegue. La principal ventaja del uso de este tipo de aeronaves corresponde a la eliminación del error humano responsable del 60% de

accidentes durante su operación y del 50% de incidentes durante los procedimientos de despegue y aterrizaje [3].

Las diferentes aplicaciones en el ámbito civil y comercial de los UAVs han abierto más posibilidades para la investigación y desarrollo de estos equipos con el objetivo de incrementar su eficiencia tecnológica y reducir sus costos de producción en aras de generar ahorros en los ciclos de producción y mejorar la operación actual en varios sectores industriales [6].

Existen diferentes criterios para la clasificación de UAVs basados principalmente en su especificación asociada al rango, peso máximo de despegue, tipo de motores y precio. Sin embargo, la clasificación más aceptada corresponde a su estructura y uso, la cual los divide en cuatro grupos importantes: drones multirrotor, drones de ala fija, helicópteros de un solo rotor y drones híbridos VTOL [6].

1.4.2 DRONES HÍBRIDOS VTOL

Un VTOL (Vertical Take-off and Landing) corresponde a un tipo de UAV que combina las ventajas de un dron tipo ala fija y un dron multirrotor, es decir, permite vuelos más largos con un fácil despliegue eliminando así el requerimiento de un despegue y aterrizaje horizontal a través del uso de espacio y soporte sustancial [6]. Este tipo de aeronaves comenzaron a aparecer durante y después de la Segunda Guerra Mundial, debido a las demandas militares de contar con un vehículo capaz de cubrir grandes distancias rápidamente y al mismo tiempo mantener la capacidad de flotar y aterrizar verticalmente, especialmente para el transporte de tropas y el movimiento de carga útil [5].

Los diseños de este tipo de aeronaves híbridas mantienen una gran variación histórica, es decir, ha existido una evolución y cambio a lo largo del tiempo en términos de configuraciones y características. Actualmente, por ejemplo, existe diversidad en la manera en que se ejecuta y dirige la fuerza de propulsión, así como diferencias en la cantidad de puntos de fuerza utilizados y disparidad en el procedimiento para cambiar del vuelo estacionario al vuelo hacia adelante. A pesar de que algunos diseños parecen similares, su superficie de control se activa de forma diferente para conseguir los mismos propósitos; así entonces, toda esta diferenciación solo demuestra la falta de un método perfeccionado [5].

Al igual que con la clasificación de UAVs, los drones VTOL tienen diferentes criterios de categorización como por ejemplo el número de entradas de empuje (única, dual, tri, quad)

o por el método de transición de vuelo (tiltrotor, tiltwing o tailsitter) presentados en la Figura 1.1.



Figura 1.1. Tipos de UAVs VTOL [7]

1.4.3 UAV TILTROTOR

Este tipo de UAV tiene la capacidad de despegar y aterrizar verticalmente a través de la inclinación de sus rotores para la transición entre vuelo horizontal y vertical [5]. Las ventajas del uso de este tipo de drones corresponden a [7]:

- Mayor velocidad y alcance: puede volar a velocidades más altas cubriendo distancias más largas que un dron multirrotor convencional.
- Mayor eficiencia: mayor cobertura de área por menor costo energético por su capacidad de vuelo de ala fija en términos de consumo comparado a drones multirrotores o helicópteros.
- Capacidad de maniobra: La maniobrabilidad de un dron tiltrotor permite realizar giros cerrados y vuelos estacionarios con control en diferentes ejes.

Sin embargo, las desventajas del uso de este tipo de aeronaves corresponden a:

- Elevada complejidad: El sistema de rotores basculantes eleva la complejidad de diseño, control e implementación debido a que corresponde a un sistema híbrido que aumenta costos de producción y mantenimiento.
- Aumento de peso: El incorporar un sistema de rotores basculantes conlleva la modificación estructural y aumento de componentes mecánicos que elevan el peso de la aeronave reduciendo así su capacidad de carga y/o rendimiento de vuelo.

Realizar vuelos multimodo tiene varios beneficios, pero también plantea desafíos respecto a su sistema de control. Los actuadores y la lógica de control utilizados difieren en los diferentes modos de vuelo y la distribución de su peso de gestión entre los modos de rotor y de ala fija debe determinarse en función de la eficiencia con el fin de asignar el control adecuado a diferentes actuadores durante la transición. Durante el proceso de transición,

el vector de empuje varía, lo que provoca un sistema no afín y efectos de acoplamiento cruzado significativos. En un sistema no afín, la dinámica de la aeronave no puede expresarse puramente en términos lineales debido a que el vector de empuje, que cambia durante la transición, introduce no linealidades en la dinámica del sistema, mientras que los efectos de acoplamiento cruzado crean afectaciones a otros canales por cambios en uno diferente como por ejemplo entre los canales de cabeceo, balanceo, guiñada y empuje, esto a diferencia de los UAV de ala fija convencionales que pueden desacoplar los canales verticales y laterales. Además, la inclinación durante la transición altera el flujo de aire inducido debido al cambio de geometría de la aeronave. En el modo de vuelo vertical los rotores generan la sustentación y al pasar a un modo de vuelo de ala fija, son estas las responsables de la sustentación por lo que dicha inclinación puede generar una corriente de aire adicional que afecta la forma en que el flujo de aire se mueve alrededor de la aeronave aumentando la no linealidad e incertidumbre del modo del sistema [8]. En la Figura 1.2 se muestran los diferentes modos de vuelo de un dron tipo tiltrotor.

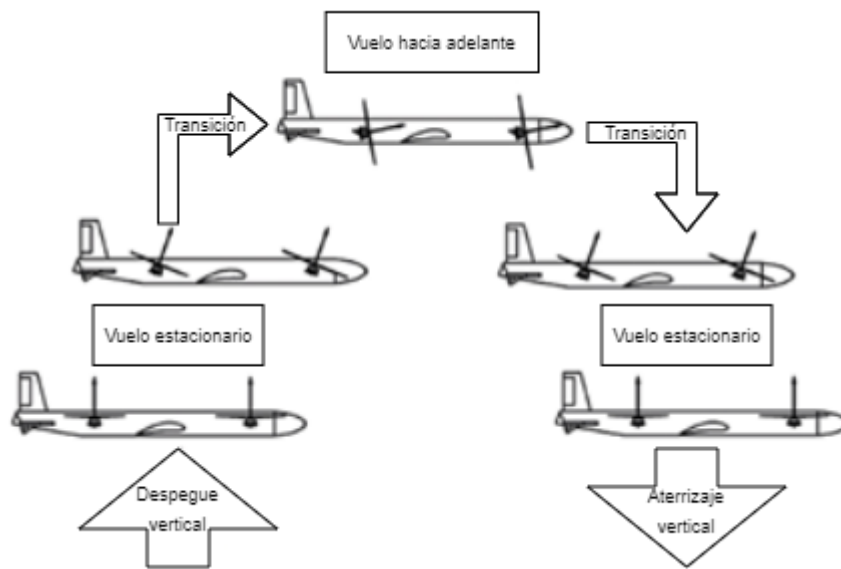


Figura 1.2. Transición de modos de vuelo [Fuente propia]

En la actualidad, existen diferentes configuraciones asociadas a la distribución y cantidad de rotores sobre las alas y el fuselaje de la aeronave. Así entonces, en la Figura 1.3 se presentan ejemplos de UAVs tiltrotor a gran escala diseñados e implementados por grandes empresas aeronáuticas como Bell Helicopter [8].

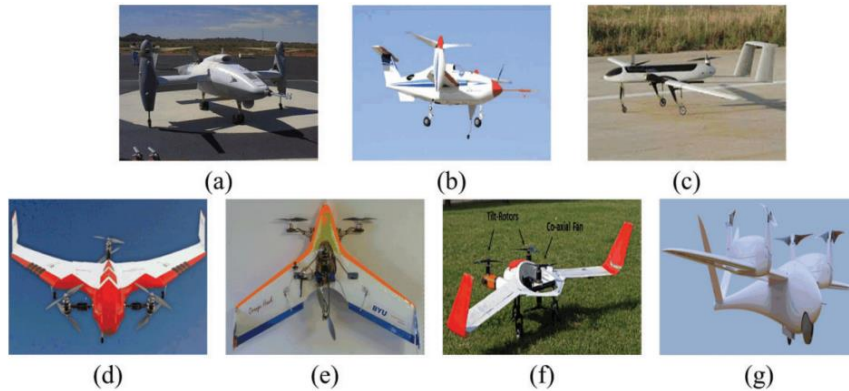


Figura 1.3. Ejemplos de UAVs tiltrotor: (a) Bell Eagle Eye, (b) SMART UAV, (c) Panther, (d) FireFLY6, (e) Orange Hawk, (f) TURAC, and (g) TRON [8]

1.4.4 UAVS-PROYECTO DE INVESTIGACIÓN PIM-21-01

Respecto al Proyecto de Investigación PIM-21-01, dentro del mismo se cuenta con los siguientes UAVs de ala fija a los cuales se podría modificar para incorporar la funcionalidad de dron VTOL tipo tiltrotor a través del respectivo estudio, análisis y modificación estructural:

Skywalker X8

Corresponde a un UAV de ala fija que permite un vuelo a altitud y velocidad con mayor autonomía, pero con menor maniobrabilidad respecto a uno de ala rotatoria. Este dron, presentado en la Figura 1.4, cuenta con elevada resistencia al viento y gran eficiencia.



Figura 1.4. UAV Skywalker X8 [9]

3DR Aero

Corresponde a un UAV de ala fija comercial comandado a través de un autopiloto Pixhawk. Es ideal para construcción, respuesta a emergencias, agricultura, topografía y otras aplicaciones profesionales donde, en su configuración original, logra una duración de vuelo de hasta cuarenta minutos y una velocidad crucero de treinta y cinco kilómetros por hora [10]. El UAV 3DR Aero, presentado en la Figura 1.5(a), está estructurado por un fuselaje con compartimiento para batería y electrónica, ala derecha e izquierda con su correspondiente alerón, motor, pluma de cola, timón y elevador.

Así entonces, el UAV 3DR Aero corresponde al modelo de UAV de ala fija seleccionado por el grupo de investigación para realizar la modificación estructural que permita implementar la funcionalidad de rotores basculantes; así entonces, el UAV modificado se presenta en la Figura 1.5(b).



Figura 1.5. UAV 3DR Aero (a) Comercial [10] (b) Modificado con funcionalidad tiltrotor [Fuente propia]

Como se puede observar y según lo descrito, se ha utilizado una configuración de tres rotores debido a que con ellos se tiene el número mínimo para formar un plano y brindar elevada estabilidad en vuelo estacionario. En comparación con una configuración de doble hélice, que requiere un control cíclico, el cual ajusta la inclinación de los rotores para realizar movimientos laterales, la configuración de tres rotores reduce la complejidad mecánica y la dificultad de control a través de la inclinación diferencial de los rotores delanteros y/o aumento o reducción de velocidad del rotor de cola. Adicionalmente, en comparación con configuraciones que incorporan más de tres rotores, la cantidad de actuadores se reduce, lo que significa un menor costo, un mayor ahorro de energía y una mayor duración de los vuelos [8].

1.4.4.1 Componentes

A continuación, se presentan los componentes eléctricos y electrónicos disponibles dentro del Proyecto de Investigación PIM-21-01 con los que ya cuenta la plataforma aérea a ser modificada:

Autopiloto

Corresponde a un sistema de piloto automático utilizado en el control de UAVs con una elevada calidad y confiabilidad debido a su combinación de sensores y procesamiento de datos. Un ejemplo comercial y de código abierto corresponde al autopiloto Pixhawk, cuyo

sistema está optimizado para diferentes tipos de aeronaves, con sistemas de piloto automático, planificación de trayectoria, capacidad de monitoreo de batería y un sistema de posicionamiento global integrado para vuelos basados en la ubicación [11]. En particular, el autopiloto Pixhawk Cube Black es una versión avanzada del piloto automático Pixhawk y que está diseñado específicamente para sistemas y aplicaciones comerciales y fabricantes que desean integrar sin problemas un piloto automático en su configuración. El piloto automático Cube Black viene con varias mejoras que incluyen tres conjuntos de sensores IMU para proporcionar redundancia adicional, de los cuales dos conjuntos incorporan aislamiento de vibración para reducir el impacto de la vibración en la estimación de su estado e IMU con control de temperatura a través de resistencias de calentamiento integradas para garantizar temperaturas de trabajo óptimas. La unidad de gestión de vuelo (FMU) y la unidad de gestión inercial (IMU) del piloto automático Cube Black están contenidas de forma compacta en una carcasa en forma de cubo y todas las entradas y salidas se transmiten a través de un conector DF17 de 80 pines, con el objetivo de simplificar el proceso de cableado, aumentar la confiabilidad y facilitar su ensamblaje [12] [13]. Sus características principales son [12]:

- Procesador: ARM Cortex M4 STM32F427 32-bit a 168 Mhz.
- Sensores: De aceleración, giroscopio y brújula (IMU-unidad de gestión inercial/ICM20948); backup (ST Micro L3GD20+LSM303D) y 2 barómetros MS5611.
- Alimentación: Fuente redundante con conmutación automática por error; para servos de alta potencia y protección ESD.
- Interfaces: 14 salidas servo PWM (8 principales, 6 auxiliares enfocadas en gestión de vuelo/FMU); entrada de radioreceptor CPPM, Spektrum / DSM y S.Bus; 3 entradas analógicas (3,3 V y 6,6 V); puertos de telemetría, CAN, SPI e I2C.
- Firmware: Compatible con ArduPilot y PX4, sin embargo, en el presente trabajo de integración curricular se trabajará exclusivamente con la primera opción debido al uso de "Mission Planner" como estación de tierra. En secciones posteriores se explican a mayor profundidad el firmware y estación de tierra utilizados.

Los puertos del Cube Black son los presentados en la Figura 1.6.

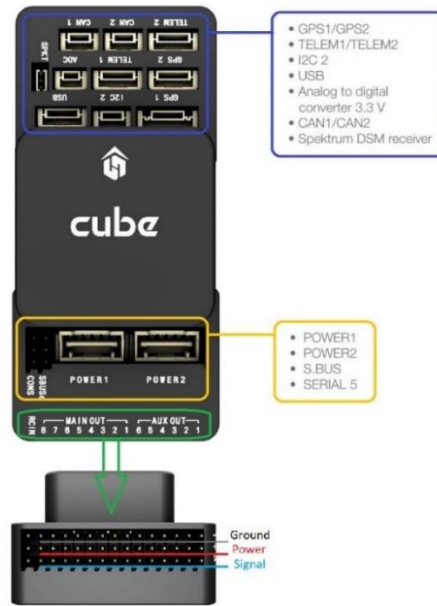


Figura 1.6. Puertos físicos de Cube Black [13]

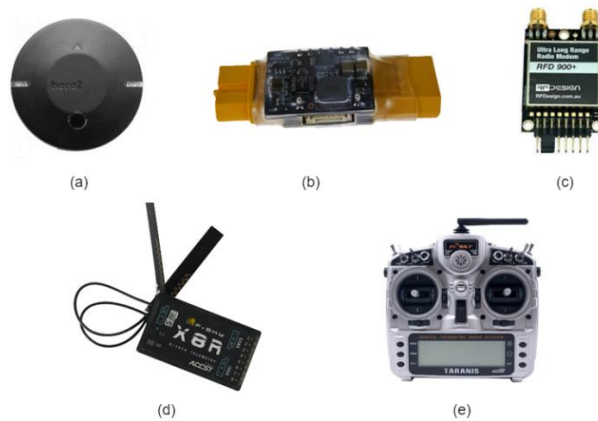


Figura 1.7. Dispositivos externos del autopiloto: (a) GPS externo Here 2 [14] (b) Power Brick Mini [15] (c) Transceptor RFD900 [16] (d) Radiorreceptor X8R [17] (e) Radiotransmisor Taranis X9D Plus [18]

GPS

El módulo “Here 2”, presentado en la Figura 1.7(a), corresponde a un GPS externo que integra barómetro, giroscopio, acelerómetro y brújula de 3 ejes. La conexión con la controladora de vuelo o autopiloto se la realiza a través de bus CAN o I2C seleccionable a través de un interruptor interno [14].

Regulador de voltaje

El dispositivo “Power Brick Mini”, presentado en la Figura 1.7(b), es el encargado de medir y regular el voltaje y corriente que ingresa a la controladora de vuelo. Soporta baterías de 8 celdas y una corriente de hasta 30 A [15].

Transmisor y Receptor de Telemetría

El dispositivo RFD900, presentado en la Figura 1.7(c), está diseñado para aplicaciones de comunicaciones seriales de largo alcance, permitiendo la comunicación entre el autopiloto Pixhawk a través de un cable de 6 pines y un receptor como estación de control en tierra a través de un cable USB con un alcance mayor a 40km [16].

Receptor de radiotransmisor

El “FrSky X8R”, presentado en la Figura 1.7(d), corresponde a un receptor de 16 canales compatible con radiotransmisores de la marca FrSky. La distancia operativa sin obstáculos es mayor a 1.5km y la interfaz de datos compatible es s.bus [17].

Radiotransmisor

El “Taranis X9D Plus”, presentado en la Figura 1.7(e), corresponde a un radiotransmisor de entrada de la marca FrSky que integra la tecnología ACCST de salto de frecuencia que aprovecha toda la banda de 2,4 GHz, lo que da como resultado un rango excelente. Cuenta con 16 canales de transmisión y permite el uso de baterías LiPo de 2 o 3 celdas [18].

1.4.5 SOFTWARE DE AUTOPILOTO-ARDUPILOT

ArduPilot corresponde a un software de código abierto con código fuente desarrollado en C++ y Python que se encuentra dividida en tres etapas: el firmware del vehículo, las bibliotecas y en la parte inferior la capa de conectividad del hardware externo. ArduPilot permite la creación y el uso de sistemas de vehículos no tripulados independientes y confiables ofreciendo un conjunto completo de herramientas que se pueden utilizar para casi cualquier tipo de vehículo y aplicación donde los equipos más comunes son helicópteros, aviones, rover, submarinos y rastreadores de antena. El equipo de desarrollo colabora con la comunidad y los socios comerciales para agregar nuevas funciones a ArduPilot que beneficien a todos. Cabe recalcar que ArduPilot no fabrica ningún hardware, por lo que el firmware se puede usar en varios tipos de hardware para controlar vehículos no tripulados. ArduPilot tiene una gran comunidad en línea dedicada a ayudar a los usuarios con preguntas, problemas y soluciones [19].

1.4.5.1 Firmware de aviones

El firmware de aviones “Plane” puede ser instalado en diferentes controladoras de vuelo compatibles, una de ellas la Cube Black, otorgando capacidades autónomas completas a cualquier aeronave de ala fija. Además, este firmware también incluye soporte para aeronaves de ala fija VTOL, siendo la configuración tiltrotor completamente configurable [20].

Con el firmware de aviones se habilitan funciones avanzadas como la capacidad de admitir cientos de puntos de ruta tridimensionales, despegue y aterrizaje automáticos, y controles de cámara y planificación de misión sofisticados a través del uso de Mission Planner [20].

La versión de firmware de aviones a utilizar corresponde a la última versión proporcionada directamente por Mission Planner (“Latest Firmware”) y permite, al igual que en versiones anteriores, realizar la configuración de parámetros tipo “Q” encargados de la habilitación de la funcionalidad “QuadPlane” que engloba a aeronaves tipo tiltrotor. A continuación, se presentan algunos de los parámetros más importantes utilizados en la configuración del autopiloto para el control de un UAV tipo tiltrotor:

- Q_ENABLE: habilita la funcionalidad QuadPlane y requiere un reinicio de la controladora de vuelo después de su modificación.
- Q_FRAME_CLASS: controla la clase de cuadro principal (estructura) para el componente multicóptero.
- Q_TILT_ENABLE: habilita la funcionalidad de tiltrotor y requiere un reinicio de la controladora de vuelo después de su modificación.
- Q_TILT_TYPE: Corresponde al tipo de control del rotor basculante, se clasifica en control continuo, binario, de guiñada vectorial y bicóptero.
- Q_TILT_MASK: es una máscara de bits de selección de los motores que se pueden inclinar en un rotor basculante.

1.4.6 ESTACIÓN DE TIERRA-MISSION PLANNER

Mission Planner es un software de estación de control terrestre gratuito y de código abierto para vehículos no tripulados, desarrollado por Michael Osborne, disponible únicamente para sistema operativo Windows, el cual permite [21]:

- Planificar, configurar y monitorear misiones de vehículos autónomos utilizando una interfaz gráfica.
- Cargar el firmware deseado a un autopiloto específico.
- Realizar modificaciones de parámetros internos en función del firmware cargado para calibración de variables de vuelo, identificación de dispositivos, entre otros.

- Configurar y calibrar dispositivos externos como cámaras, monitores de voltaje, GPS, sensores, entre otros.

Además, Mission Planner tiene una gran comunidad en línea que brinda soporte y recursos para los usuarios, lo que la convierte en una herramienta valiosa tanto para operadores de vehículos no tripulados principiantes como experimentados [21]. La versión utilizada en el presente trabajo de integración curricular corresponde a la 1.3.79 y presenta la interfaz gráfica que se ilustra en la Figura 1.8.



Figura 1.8. Interfaz gráfica de Mission Planner [Fuente propia]

2 METODOLOGÍA

El presente Trabajo de Integración Curricular posee un estudio empírico-analítico cuyo principal objetivo corresponde al dimensionamiento, implementación y comprobación de un dron tipo tiltrotor, todo aquello con un enfoque técnico haciendo uso de la teoría expuesta en el Capítulo 1 del presente documento.

2.1 COMPONENTES DE UN TILTROTOR

El UAV de tipo ala fija modificado estructuralmente dentro del Proyecto de Investigación Multidisciplinario PIM-21-01, con el fin de incorporar la funcionalidad de despegue vertical, corresponde al UAV de prueba presentado en la Figura 1.5(b) y que ha sido empleado en el presente Trabajo de Integración Curricular.

En el capítulo anterior se han descrito los dispositivos eléctricos y electrónicos asociados al funcionamiento, control y monitoreo del UAV modificado, por lo que a continuación se realiza un análisis de los diferentes componentes que integran el sistema de propulsión y mecanismos de transición de un UAV tiltrotor.

2.1.1 SISTEMA ELÉCTRICO DE EMPUJE

Conocido también como sistema de propulsión, corresponde al sistema central del UAV encargado de generar el empuje para controlar y hacer flotar el UAV en el aire. Los componentes típicos que integran el sistema de propulsión corresponden a: motores eléctricos, controladores electrónicos de velocidad (ESCs), fuentes de poder y sistemas de gestión de energía (para elevar la eficiencia) [22].

2.1.1.1 Motores

Corresponde al dispositivo encargado de transformar la energía eléctrica proporcionada por el ESC en energía mecánica. Es importante denotar que los motores disponibles en el Proyecto de Investigación corresponden a motores tipo brushless de corriente continua BLDC, debido a su alta eficiencia operativa y larga vida útil.

El número de motores requeridos depende exclusivamente del frame a utilizar en una aplicación específica, siendo los más comunes, con la capacidad de ser implementados sobre una estructura modificada de UAV de ala fija, las siguientes configuraciones:

- Tilt-quadplanes con los dos motores delanteros basculantes.
- Tilt-quadplanes con los cuatro motores basculantes.
- Tilt-tricópteros con los dos motores delanteros basculantes y basculante trasero para guiñada.
- Tilt-tricópteros con los dos motores delanteros basculantes y guiñada vectorial.
- Tilt-hexacópteros con los cuatro motores delanteros basculantes.

El frame a utilizar en el presente trabajo de integración curricular incorpora tres motores BLDC los cuales trabajan de manera conjunta para el control en vuelo vertical (modo tricóptero) y apaga el motor posterior para el control de vuelo horizontal (modo ala fija) enmarcándose en la clasificación de tilt-tricóptero con los dos motores delanteros basculantes y guiñada vectorial, donde se puede controlar la guiñada mediante la inclinación del rotor izquierdo o derecho independientemente del complementario. En la

Figura 2.1 se presenta la configuración descrita previamente donde la guiñada se controla a través de la variación de los ángulos δ_1 y δ_2 .

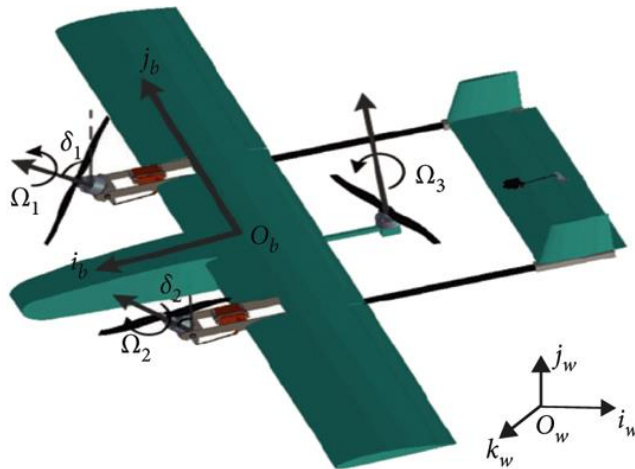


Figura 2.1. Tilt-tricóptero con los dos motores delanteros basculantes y guiñada vectorial [7]

En la Tabla 2.1 se presentan los diferentes modelos de motores BLDC disponibles como parte del Proyecto de Investigación al que está asociado este trabajo indicando la marca, peso, número de celdas de la batería LiPo admitidas, corriente y potencia máxima y cantidad disponible:

Tabla 2.1. Modelos de motores BLDC disponibles.

Motor	Marca	Peso [g]	Celdas	Corr. Máx [A]	Pot. Máx [W]	Cantidad
Motor 900Kv	SunnySky	108	3-4	40	570	1
Motor 720Kv	T-MOTOR	219	4-5	70	1300	3
Motor 700Kv	T-MOTOR	128	3-4	25	500	3
Motor 670Kv	e-Flite	290	4-5	55	800	3
Motor 4500Kv	Qx	49	3-4	27	280	3
Motor 1250Kv	e-Flite	183	3-4	50	850	4
Motor 920Kv	Hobbypower	55	2-3	30	350	8
Motor 2500Kv	Turnigy	80	2-3	35	405	1
Motor 1500Kv	G-Power	70	2-4	40	368	5
Motor 1180Kv	GRAND TURBO	70	2-3	26	290	1

2.1.1.2 ESC

Corresponde al dispositivo encargado de transformar la corriente continua proporcionada por la batería en corriente trifásica encargada de la alimentación de los tres bobinados del motor BLDC. El ESC en conjunto con la controladora de vuelo se encargan de proporcionar una conmutación electrónica adecuada al motor en función de señales de velocidad de referencia basadas en el algoritmo de control propio de la controladora. Los ESCs cuentan con seis transistores MOSFET que actúan como interruptores de tensión hacia las bobinas del motor y su frecuencia de conmutación y orden de activación se rigen a lo solicitado por la controladora de vuelo a través de una señal PWM.

En la Tabla 2.2 se presentan los diferentes modelos de ESCs disponibles en el Proyecto de Investigación:

Tabla 2.2. Modelos de ESCs disponibles.

ESC	Marca	Celdas	BEC	Peso [g]	Cantidad
ESC 30 A	SimonK	2-4	5V 2A	22.11	19
ESC 40 A	Hobbywing	2-3	5V 3A	39	9
ESC 60 A	Hobbywing	2-6	5V 3A	62	2
ESC 60 A	e-Flite	3-6	5V 5A	75	3
ESC 60 A	T-MOTOR T60A	2-6	5V 3A	60	5
ESC 60 A	T-MOTOR FLAME	6-12	No	73.5	3
ESC 70 A	T-MOTOR FLAME	4-6	No	55	3

2.1.1.3 BATERIAS LiPo

Corresponde a la fuente principal de energía del UAV. En aplicaciones de aeronaves pequeñas no tripuladas, las baterías de litio corresponden a la mejor elección como fuente de poder debido a su bajo peso y elevada relación Wh/kg; por ejemplo, se estima que el 90% de UAVs con un peso inferior a los 2kg utilizan este tipo de baterías [22].

En la Tabla 2.3 se presentan los diferentes modelos de baterías LiPo disponibles dentro del equipamiento con el que cuenta el proyecto de investigación:

Tabla 2.3. Modelos de baterías LiPo disponibles.

Marca	Celdas	Capacidad [mAh]	C	Peso [g]	Cantidad
Tattu	2	300	75	16	1
Turnigy	3	2200	25	187	18
Venon	2	5000	25	272	2

Powerhobby	4	8000	100	568	1
Turnigy	4	5000	60	574	10
Powerhobby	4	10000	50	645	1
SiGP	5	6000	60	710	1
N/A	6	6000	60	834	2

2.1.2 MECANISMO DE TRANSICIÓN

El mecanismo de las alas seleccionado e implementado en el dron de ala fija modificado para realizar la transición entre vuelo vertical a horizontal y viceversa se basa en el uso de un servomotor montado sobre una estructura que se ancla directamente a cada ala de la aeronave y permite la sujeción del motor con esta última parte. En la Figura 2.2 se presentan los componentes mecánicos diseñados y elaborados en [23] referentes al mecanismo de cada ala.

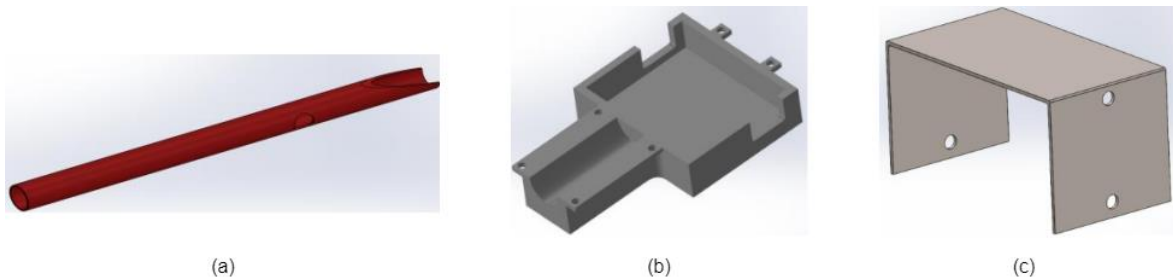


Figura 2.2. Mecanismo de transición de las alas: (a) Soporte VTOL (b) Porta servo VTOL (c) Porta motor VTOL [23]

El mecanismo de transición empleado por cada ala, una vez ensamblado, corresponde al presentado en la Figura 2.3.

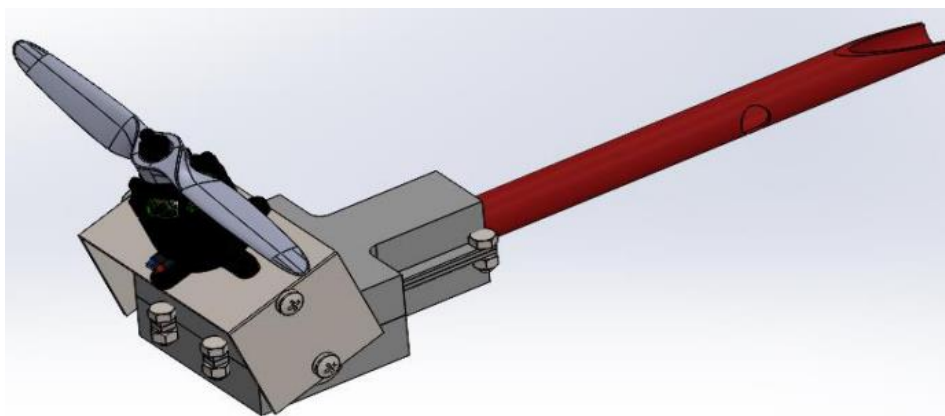


Figura 2.3. Mecanismo de transición de las alas ensamblado [23]

Existen ciertas alternativas al uso de servomotores como mecanismo de transición que integran actuadores eléctricos lineales como motores DC o motores a pasos que pueden adaptarse al fuselaje o al plano de las alas de manera directa o a través de poleas, cables o un sistema de engranajes. En la Tabla 2.4 se presentan los diferentes modelos de servomotores disponibles en el proyecto de investigación.

Tabla 2.4. Modelos de servomotores disponibles.

Servomotor	Marca	Peso [g]	Torque [kgf*cm]	Voltaje [V]	Cantidad
Servo ES08A	EMAX	8,6	1,5-1,8	4,8-6	2
Servo SG90	Tower Pro	9	1,3-1,8	4,8-6	24
Servo MG90S	Tower Pro	13,4	2,2-2,5	4,8-6	12
Servo 85 MG	Hitec	21,83	3-3,5	4,8-6	1
Servo MG995	Tower Pro	55	9,4-11	4,8-6,6	2
Servo 3218	Tower Pro	60	18-21,5	5-6,8	10

En este apartado es importante tomar en cuenta que el servomotor se encuentra completamente limitado al modelo “3218” de la marca Tower Pro debido al diseño y elaboración del porta servo realizado en [23]; justamente este componente se presenta en la Figura 2.2(b).

Finalmente, respecto a las piezas utilizadas para el motor posterior, en [23] se elaboraron los elementos presentados en la Figura 2.4.

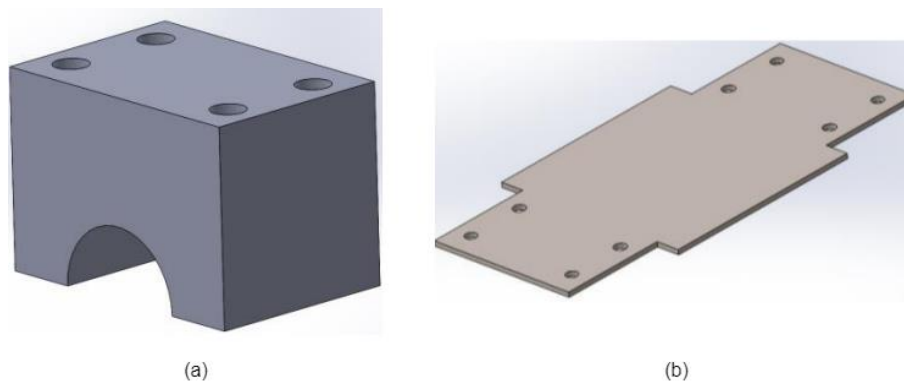


Figura 2.4. Soporte de motor de cola: (a) Base motor posterior (b) Porta motor posterior [23]

El soporte de motor de cola ensamblado se presenta en la Figura 2.5.

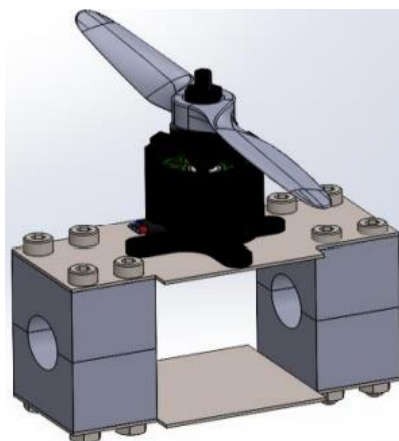


Figura 2.5. Soporte de motor de cola ensamblado [23]

2.2 DIMENSIONAMIENTO

A partir de lo presentado en el subcapítulo anterior y tomando en consideración los equipos disponibles en el proyecto de investigación, se realiza el dimensionamiento del sistema de propulsión a utilizar en el UAV de ala fija modificado.

2.2.1 REQUERIMIENTOS

Los requerimientos del proyecto de investigación se enfocan en la utilidad y ayuda que brinda un UAV al transportar diferentes equipos como cámaras y sensores enfocados en el monitoreo de volcanes, en ese sentido, las principales demandas se centran en la capacidad de carga útil acompañado de una productiva autonomía de vuelo. Sin embargo, a pesar de que el objetivo general de la realización del presente trabajo de integración curricular corresponde la implementación de una nueva herramienta de trabajo de gran utilidad para el proyecto de investigación, se cuenta con una limitación práctica asociada al peso neto del frame modificado.

El proceso de recubrimiento, modificación e implementación de funcionalidades (rotores basculantes) al UAV de ala fija realizado en [23], incrementó de manera sustancial el peso neto de la aeronave limitando drásticamente las posibilidades de cumplir requerimientos específicos de carga útil y autonomía de vuelo. En la Tabla 2.5 se presenta una comparación de pesos entre las partes de un UAV tipo ala fija y el UAV del mismo modelo incorporando la modificación estructural:

Tabla 2.5. Comparación de pesos de UAV sin y modificación.

Componente	UAV original [g]	UAV modificado [g]
Alas (2)	586	1479

Fuselaje	215	481
Tubo cola/fuselaje	100	100
Estabilizadores (2)	75	265
Tapa de nariz	32	67
Porta motor (2)	-	119
Porta servos (2)	-	256
Servos tilt (2)	-	120
Estructura motor trasero	-	261
Total	1008	3148

A partir de lo presentado en la Tabla 2.5, se puede observar que el UAV modificado pesa tres veces más que el modelo original, esto debido al uso imprescindible de nuevas piezas exclusivas para el sistema de transición y, especialmente, del tipo de recubrimiento escogido en [23]. Se empleó la técnica de “Sándwich” donde se inicia con una capa de resina Epoxi sobre las superficies pulidas de la aeronave, se coloca una capa de fibra de carbono y finalmente se coloca una nueva capa de resina. Así entonces, es necesario recalcar que el presente Trabajo de Integración Curricular inició acarreado una problemática mecánica y estructural asociada a un peso excesivo de la aeronave modificada a utilizar, por lo que requerimientos específicos de autonomía y capacidad de carga útil se encuentran limitados.

2.2.1.1 Peso

El punto de partida para el dimensionamiento del sistema eléctrico de propulsión corresponde a determinar el peso máximo de despegue W_{TO} que corresponde a la suma de los pesos siguientes: del frame, motores, carga útil y batería [24]:

$$W_{TO} = W_{airframe} + W_{propulsion} + W_{payload} + W_{battery} \quad (2.1)$$

En el peso del frame se considera el peso total del fuselaje, alas, sistema de rotores basculantes (servomotor y estructura de anclaje) y estabilizadores horizontal y vertical (cola).

Debido a la problemática asociada a un peso inicial sumamente elevado del frame, se ha establecido que la carga útil sea nula, teniendo como objetivo principal el dimensionamiento de equipos requeridos para el despegue del UAV tiltrotor.

Referente al peso del sistema de propulsión, que abarca el peso conjunto de motores BLDC, ESCs y batería, se realiza un promedio de los pesos de los diferentes modelos de

dichos dispositivos disponibles dentro del Proyecto de Investigación con el fin de obtener una estimación inicial. En la Tabla 2.6 se presenta el peso promedio de cada uno de los diferentes dispositivos mencionados:

Tabla 2.6. Peso promedio de dispositivos del sistema de propulsión.

Ítem	Motores (3)	ESCs (3)	Batería LiPo
Peso [g]	375	165	476

Por tanto, a partir de la ecuación (2.1), tomando en cuenta lo presentado en la Tabla 2.5 y la Tabla 2.6, se obtiene que el peso máximo de despegue W_{TO} es de 4164 [g]. Finalmente, como el peso de los dispositivos del sistema de propulsión no corresponden a valores reales del conjunto a utilizar, se emplea un factor de seguridad con el fin de cubrir la variación asociada a la selección de modelos específicos de motores, ESCs y batería y, acorde a [25], para UAVs pequeños este valor es de 1.25. Así entonces, el sistema de propulsión debe tener la capacidad de levantar un peso máximo de despegue de 5205 [g].

2.2.1.2 Perfil de la misión de vuelo

Al contar con un UAV tipo tiltrotor, se debe tener en cuenta que existen dos modos de vuelo principales: modo ala fija y modo multirrotor. Así entonces, para el despegue y aterrizaje se utilizará el modo multirrotor y para un vuelo crucero el modo ala fija.

En base a estos dos modos de vuelo descritos, se puede establecer un perfil estándar de toda misión que cuenta con las siguientes etapas y se presentan en la Figura 2.6:

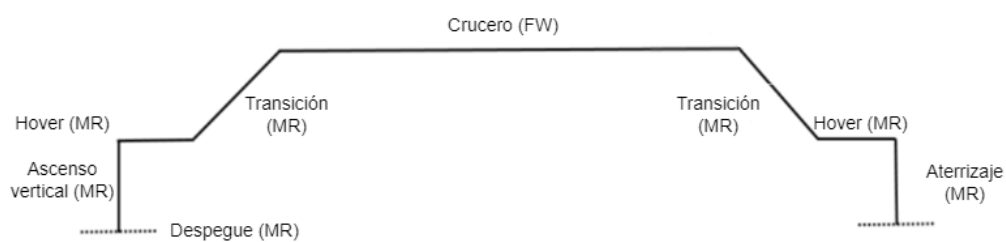


Figura 2.6. Perfil estándar de misión [Fuente propia]

La aeronave realizará las siguientes acciones en modo multirrotor (MR): despegue y aterrizaje con una velocidad y altitud determinadas, mantener la posición (hover) y realizar la transición de vuelo durante un tiempo específico.

La aeronave realizará las siguientes acciones en modo ala fija (FW): mantener una velocidad de crucero mayor a la velocidad de entrada en pérdida, mantener una altitud específica y ascender o descender a una velocidad determinada.

El perfil estándar de la misión de una aeronave tipo tiltrotor permite dividir las diferentes fases de vuelo para realizar una estimación de potencia y consumo energético requerido con el fin de estimar la autonomía global necesaria para una misión.

2.2.1.3 Potencias por etapa de vuelo

Para el dimensionamiento y selección de los componentes finales que integran el sistema de propulsión eléctrico del UAV utilizado se debe realizar un análisis de desempeño enfocado en verificar que dicho conjunto de componentes cumpla los requerimientos de autonomía de la misión; en este caso, por las limitaciones estructurales del UAV, se verifica exclusivamente que la potencia requerida sea mayor a la potencia disponible. Para ello, se realiza un análisis de potencias por etapa de vuelo:

- **Potencia requerida para el ascenso vertical**

La potencia se calcula a través de las siguientes expresiones [26]:

$$T_{TO} = K_T W_{TO} \quad (2.2)$$

$$P_{TO} = \frac{T_{TO} V_{TO}}{2} \left[\sqrt{1 + \frac{2T_{TO}}{\rho_{\infty} V_{TO}^2 A_{prop}}} \right] \quad (2.3)$$

Donde:

- T_{TO} : Aceleración de despegue
- V_{TO} : Velocidad de despegue
- ρ_{∞} : Densidad
- A_{prop} : Área de propela
- K_T : Relación de empuje/peso

Según [26], la relación de empuje/peso para pequeños UAVs es igual a 1.2. Para obtener el valor del área de la propela, se selecciona uno de los modelos y tamaño más grandes disponibles dentro del Proyecto de Investigación, en este caso, una propela 13*8 de la marca APC. Además, se toma en cuenta que el vuelo se realizará a 3000 m.s.n.m. En la Tabla 2.7 se especifican los valores de las constantes y la potencia requerida.

Tabla 2.7. Potencia requerida para ascenso vertical.

KT	W _{TO} (N)	T _{to} (N)	V _{TO} (m/s)	Densidad (kg/m ³)	A _{prop} (m ²)	P _{TO} (W)
1,2	51,06	61,27	3,33	0,909	0,257	709,06

Así entonces, la potencia requerida para el ascenso vertical es igual a 709,06 [W].

- **Potencia requerida para vuelo crucero**

La potencia se calcula a través de la siguiente expresión [24]:

$$P_R = \sqrt{\frac{2}{\rho_{alt} S}} \left(W_{TO}^{\frac{3}{2}} \right) \left(\frac{C_D}{C_L^{\frac{3}{2}}} \right) [W] \quad (2.4)$$

Donde:

- P_R : Potencia requerida [W]
- ρ_{alt} : Densidad del aire a una altura determinada [kg/m^3]
- S : Área del ala [m^2]
- C_D : Coeficiente de arrastre
- C_L : Coeficiente de elevación
- W_{TO} : Peso bruto de despegue [N]

En la Tabla 2.8 se presentan los diferentes valores de las constantes basado en mediciones y análisis realizados en [23], mismos que están asociados al diseño del frame disponible; además, se toma en cuenta que el vuelo se realizará a 3000 m.s.n.m.

Tabla 2.8. Potencia requerida para vuelo crucero.

W_{TO} (N)	ρ_{alt} (kg/m^3)	Swing área (m^2)	C_L	C_D	P_R (W)
51,06	0,909	0,4639	0,6218	0,0276	44,73

Así entonces, la potencia requerida para vuelo crucero es igual a 44,73 [W].

- **Potencia requerida para mantenerse suspendido**

La potencia se calcula a través de la siguiente expresión [27]:

$$P_H = \frac{\left(\frac{W_{TO}}{\eta_{motor} N} \right)^{\frac{3}{2}}}{FM \sqrt{2 \rho_{SL} A_{prop}}} \quad (2.5)$$

Donde:

- η_{motor} : Eficiencia del motor
- N : Número de propelas verticales
- FM : Eficiencia de la propela
- ρ_{SL} : Densidad a nivel del mar
- A_{prop} : Área de propela

En la Tabla 2.9 se especifican los valores de las constantes y la potencia requerida.

Tabla 2.9. Potencia requerida para mantenerse suspendido.

W_{TO} (Por motor)	η_{motor}	N	FM	ρ_{SL}	A_{prop} (m^2)	P_H (W)
17,02	0,9	1	0,7	1,225	0,086	767,85

Así entonces, la potencia requerida para mantenerse suspendido es igual a 767,85 [W].

- **Potencia requerida para aterrizar**

La potencia se calcula a través de las siguientes expresiones [27]:

$$V_H = \sqrt{\frac{W_{TO}}{\eta_{motor} N}} \frac{1}{2\rho_{SL} A_{prop}} \quad (2.6)$$

$$V_{LD} \leq 2V_H \quad (2.7)$$

$$x = -\frac{V_{LD}}{V_H} \quad (2.8)$$

$$V_i = V_H(1.2 - 1.125x - 1.372x^2 - 1.718x^3 - 0.655x^4) \quad (2.9)$$

$$P_{landing} = KW_{TO}(V_i - V_{des}) \quad (2.10)$$

Donde:

- V_H : Velocidad de suspensión
- V_{LD} : Velocidad de aterrizaje
- V_i : Velocidad de descenso inducida
- K : Factor de corrección

En la Tabla 2.10 se especifican los valores de las constantes y la potencia requerida.

Tabla 2.10. Potencia requerida para aterrizaje.

V_H	V_{LD}	x	V_i	K	$P_{landing}$
9,47	4	-0,4222	14,58	1,2	312,83

Así entonces, la potencia requerida para aterrizar es igual a 312,83 [W].

Finalmente, se debe considerar la potencia requerida por el perfil estándar de la misión, por tanto, en la Tabla 2.11 se presenta la suma de todas las potencias calculadas previamente:

Tabla 2.11. Potencia para perfil de vuelo estándar.

Etapa	Potencia [W]
Ascenso vertical	709,06
V. estacionario	767,85
Crucero	44,73
Aterrizaje	312,83
Total	1834,47

2.2.2 CÁLCULO Y SELECCIÓN DE COMPONENTES

El empuje requerido para realizar el despegue vertical se estima en un valor mínimo de 5.205 [kg], lo cual permite mantener un vuelo estacionario (hover). Para levantar dicho peso se ha considerado el motor “AT3520 Long Shaft KV720” de la marca T-MOTOR acompañado de una propela 13*8 de la marca APC que en base a su hoja de especificaciones [28] se tienen los siguientes valores de empuje presentados en la Tabla 2.12:

Tabla 2.12. Potencia para perfil de vuelo estándar y porcentaje de aceleración mínimo para despegue vertical.

Motor	Propela	Aceleración	Voltaje [V]	Corriente [A]	Potencia [W]	RPM	Torque [Nm]	Empuje [g]	Eficiencia [g/W]	Temp. [°C]
AT3520 Long Shaft KV720	APC 13*8	40%	18.47	7.46	137.74	4880	0.194	1004	7.29	54
		45%	18.43	9.41	173.40	5303	0.231	1194	6.88	
		50%	18.39	11.90	218.85	5750	0.277	1428	6.52	
		55%	18.34	14.91	273.44	6237	0.324	1658	6.06	
		60%	18.28	18.61	340.07	6657	0.383	1954	5.75	
		65%	18.20	23.12	420.93	7162	0.443	2249	5.34	
		70%	18.15	27.05	490.94	7548	0.500	2524	5.14	
		75%	18.06	31.85	575.15	7918	0.552	2768	4.81	
		80%	17.96	37.82	679.25	8315	0.621	3045	4.48	
		90%	17.74	51.47	912.96	8977	0.771	3539	3.88	
100%	17.62	58.90	1037.58	9211	0.845	3624	3.49			

El empuje máximo por motor es de 3624 [g], lo cual multiplicado por tres motores funcionales en modo multicoptero brinda un empuje total de 10872 [g]. Así entonces, la relación empuje-peso obtenida es de 2.08 permitiendo el despegue de la aeronave mucho antes de llegar a una aceleración del 100%. Considerando que para el despegue de la aeronave se requiere un empuje por motor correspondiente a la tercera parte del peso total, en este caso 1735 [g], se puede verificar que a partir del 60% de aceleración se obtiene un

empuje por conjunto motor-propela igual a 1954 [g] (este dato se encuentra resaltado en la tabla anterior), por lo que el despegue de la misma se producirá a partir de una mayor aceleración que la mencionada.

En base a lo presentado en la Tabla 2.12, se puede observar que la corriente a máxima aceleración es igual a 58.9 [A]; así entonces, se escogen los ESCs de corriente constante de 70 [A] de la serie 'FLAME' de la marca T-MOTOR para los dos motores a ser montados sobre las alas debido a que la corriente máxima requerida por el motor es inferior al valor máximo de corriente que maneja el ESC.

A continuación, es importante mencionar que la alimentación de los servomotores (alerón, elevador, mecanismo de transición de vuelo, rudder) se realiza a través del BEC propio de un ESC debido a que la controladora de vuelo, a través de sus salidas PWM, no cuenta con un voltaje de alimentación; sin embargo, los ESCs seleccionados para las alas no cuentan con un BEC integrado, por lo que es necesario el uso de otro modelo de ESC. En dicho caso, el ESC complementario utilizado para el motor de la cola corresponde al 'T60A' de la marca T-MOTOR que integra un BEC a 5 [V] y de 3 [A]. Con ello, las necesidades de alimentación que se requieren para de todos los servomotores que son parte del dron se encuentran cubiertas y la corriente máxima del ESC (60 [A]) responde perfectamente a la corriente solicitada por el motor a máxima aceleración.

En base a lo indicado anteriormente, el sistema de empuje está constituido por los elementos presentado en la Figura 2.7:

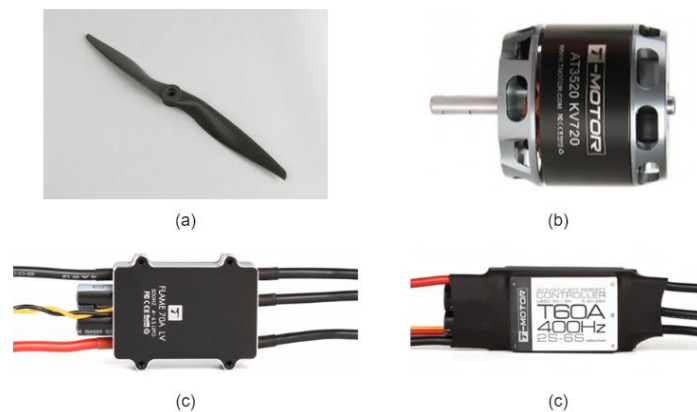


Figura 2.7. Sistema de empuje: (a) Propela 13*8 (b) Motor AT3520 KV720 (c) ESCs 70 [A] para alas (d) ESC 60 [A] para cola

Como se detalló en la Sección 2.1.2, el sistema de transición ha sido diseñado para incorporar el servomotor "DSSERVO 20 Kg Tower Pro" el cual permite un voltaje de

alimentación de 4.8 a 6.8 [VDC] con un elevado torque de 19 kg/cm permitiendo realizar sin ningún inconveniente la transición a máximo empuje de los motores.

Una vez que los dispositivos electrónicos del sistema de empuje han sido seleccionados, se calcula el peso total de la aeronave con los pesos reales de los equipos comerciales escogidos. El peso real del UAV se presenta en la Tabla 2.13:

Tabla 2.13. Peso total de UAV tiltrotor.

Ítem	Frame	Motores (3)	ESCs (3)	Batería LiPo (6Ah)	Control y acces.
Peso [g]	3148	657	184	834	224
				Total [g]	5047

Así entonces, con el peso real de la aeronave, se repite el cálculo de potencias presentadas en la Tabla 2.11 para el perfil de vuelo descrito. En la Tabla 2.14 se presentan los resultados obtenidos:

Tabla 2.14. Potencia para perfil de vuelo estándar.

Etapa	Potencia [W]
Ascenso vertical	677,24
V. estacionario	733,16
Crucero	42,71
Aterrizaje	301,2
Total	1754,26

A partir de lo presentado en la Tabla 2.14, se verifica que los componentes del sistema de propulsión seleccionados cumplen el requerimiento de potencia para cada una de las etapas del perfil de vuelo estándar propuesto para la misión.

2.3 ESTACIÓN DE PRUEBAS EN TIERRA

Se ha implementado una estructura que permite el montaje del mecanismo de transición de vuelo, motores BLDC, controladora de vuelo y accesorios, ESCs, batería y propelas con el fin de verificar exclusivamente el funcionamiento del sistema de transición, ángulos de inclinación, tiempo de transición, entre otras características.

2.3.1 DISEÑO

El diseño corresponde a una estructura metálica elaborada en acero inoxidable con un ángulo en la parte inferior para ser sujeta en la entenalla de banco fija disponible en las instalaciones del laboratorio del Proyecto de Investigación. Adicionalmente la estructura cuenta con dos tubos paralelos que permiten el anclaje de los porta servos, similares a los tubos de anclaje de cada una de las alas, y un tubo posicionado en la parte central que se

extiende en dirección opuesta a los tubos mencionados que permite la sujeción del motor de cola. Además, cuenta con una superficie de 21x30 cm donde se colocarán los siguientes dispositivos: controladora de vuelo y accesorios, ESCs y batería. En la Figura 2.8 se presenta la estructura implementada para las pruebas en tierra:



Figura 2.8. Estación de pruebas en tierra [Fuente propia]

2.3.2 MONTAJE DE COMPONENTES

Una vez implementada la estación de pruebas en tierra, se procede al montaje de todos los componentes sobre la misma:

- Montaje de sistema de transición, motores BLDC y propelas.
- Montaje de ESCs.
- Montaje de controladora de vuelo.
- Montaje de accesorios de controladora de vuelo.
- Montaje de batería LiPo.

La estación de pruebas en tierra con el sistema de control, transición y empuje implementados se presenta en la Figura 2.9:

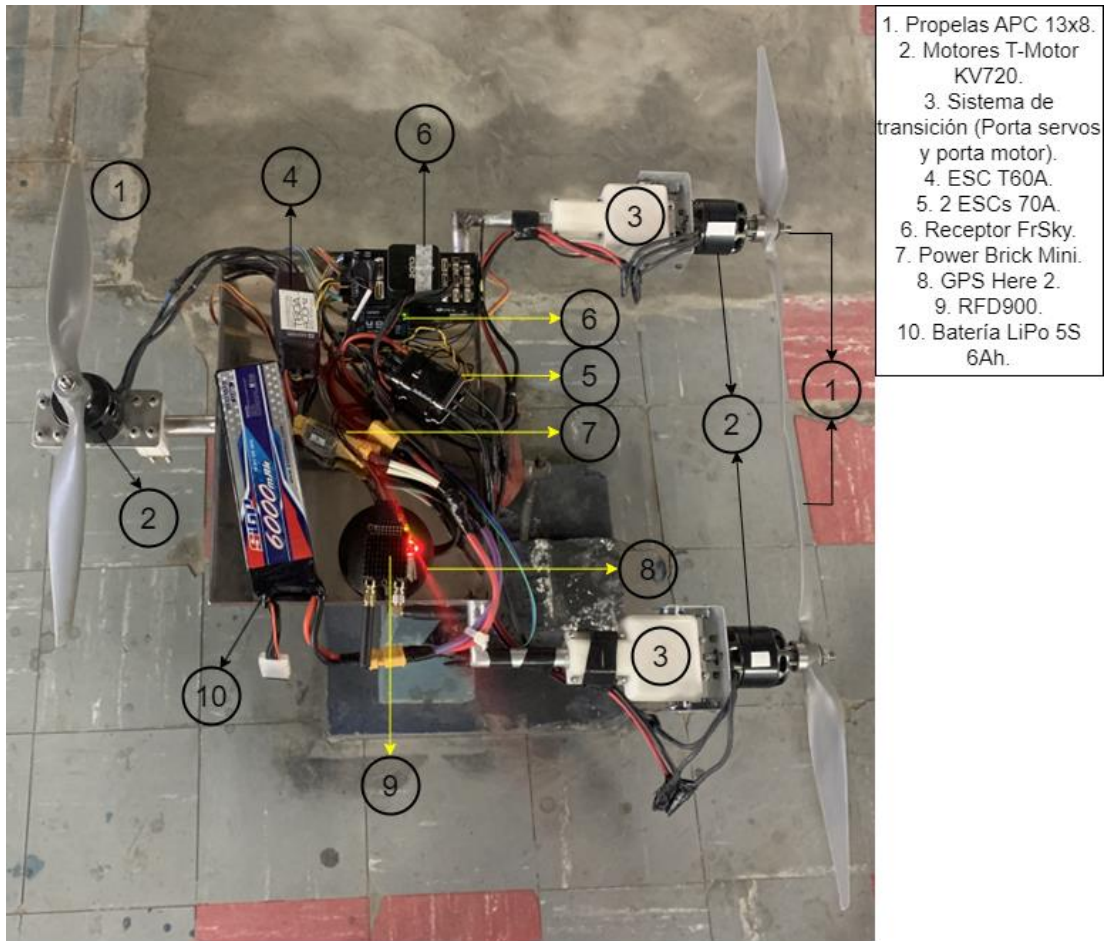


Figura 2.9. Estación de pruebas en tierra -sistema de transición y empuje [Fuente propia]

2.4 MONTAJE EN UAV MODIFICADO

El UAV modificado disponible en el laboratorio se encuentra conformado por las siguientes partes:

- Fuselaje: Corresponde a la estructura física que permite el anclaje de las alas y cola y se encarga de almacenar los diferente componentes eléctricos y electrónicos como batería, controladora de vuelo, GPS, módulos de comunicación y ESCs. En la Figura 2.10 se presenta la estructura mencionada:



Figura 2.10. Fuselaje [Fuente propia]

- Estabilizador vertical y horizontal: Corresponde a las estructuras que conforman la cola de la aeronave y le otorgan estabilidad. Cuentan con un espacio destinado a la instalación de servomotores que permiten el desplazamiento lateral (rudder) y control de cabeceo (elevador) en modo de vuelo ala fija. En la Figura 2.11 se presenta la estructura mencionada:



Figura 2.11. Estabilizador vertical y horizontal [Fuente propia]

- Alas: Corresponde a la estructura física encargada de generar la sustentación aerodinámica necesaria para volar. En la Figura 2.12 se observa un ala, la misma que ha sido diseñada para permitir el anclaje del sistema de rotores basculantes; además, cuenta con un canal entre el extremo interno del ala hasta el tubo de anclaje del servomotor tilt y servomotor de alerón con el fin de pasar el cableado correspondiente:

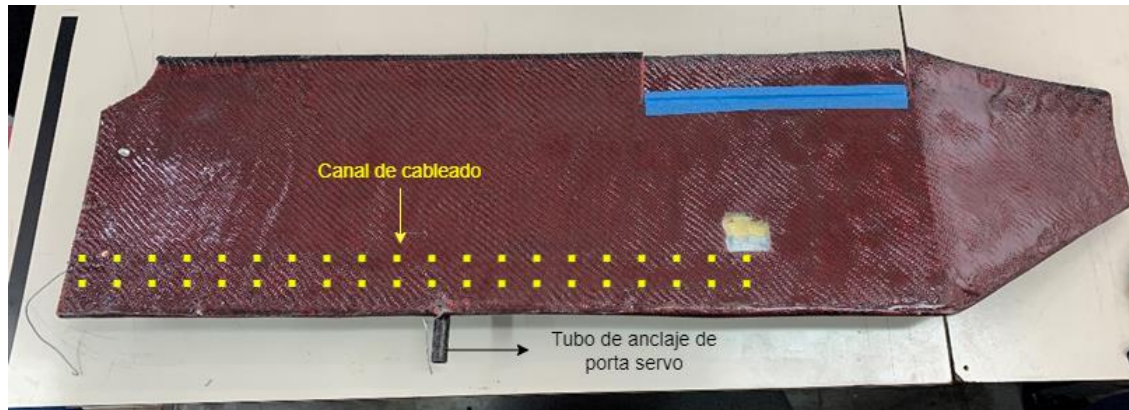


Figura 2.12. Ala con sistema de anclaje y espacio para servomotor de alerón [Fuente propia]

Referente a la parte estructural asociada al mecanismo de transición de vuelo, se dispone de los siguientes elementos:

- Estructura de anclaje ala-motor: Se cuenta con un armazón diseñado e impreso en 3D que permite integrar el servomotor “DSSERVO 20 Kg” el cual permite realizar el giro de 90° del motor. Dicho armazón se conforma de dos tapas que permiten la salida del cableado del motor y, en su extremo lateral, cuenta con un hueco de ¼” que permite su instalación y ajuste sobre el tubo correspondiente en el ala. En la Figura 2.13 se presenta dicha estructura:

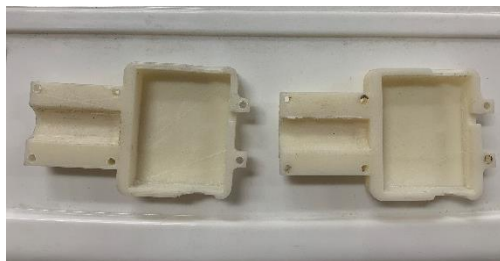


Figura 2.13. Impresión 3D para sistema de transición de vuelo [Fuente propia]

- Estructura de anclaje de motor de cola: Corresponde a un conjunto entre mecanismos de sujeción impresas 3D y una lata metálica que permite la instalación del motor de cola. La impresión 3D cuenta con cuatro piezas que trabajan en pares y permiten el ajuste a través de tornillos, rodajas de presión y tuercas que, una vez instaladas sobre el tubo de cola, permiten instalar una placa metálica sobre la cual se monta el motor. En la Figura 2.14 se presenta dicha estructura:

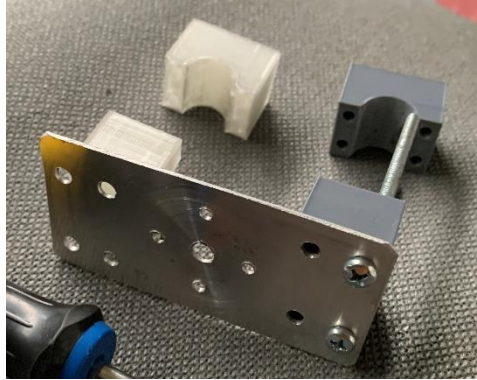


Figura 2.14. Sistema de anclaje de motor de cola [Fuente propia]

2.4.1 INSTALACIÓN DE SERVOMOTORES

Una vez descritos los componentes estructurales de la aeronave disponibles en el laboratorio, se realiza la instalación de los servomotores encargados del control de alerones, elevador y rudder. Para dichas funcionalidades, se utiliza el servomotor “MICRO SERVO MG90S 2.5KG” debido a que corresponde al modelo empleado en UAVs tipo ala fija dentro del Proyecto de Investigación utilizado para el desplazamiento de pequeñas superficies aerodinámicas. En la Figura 2.15 se presenta la instalación de dichos servomotores:

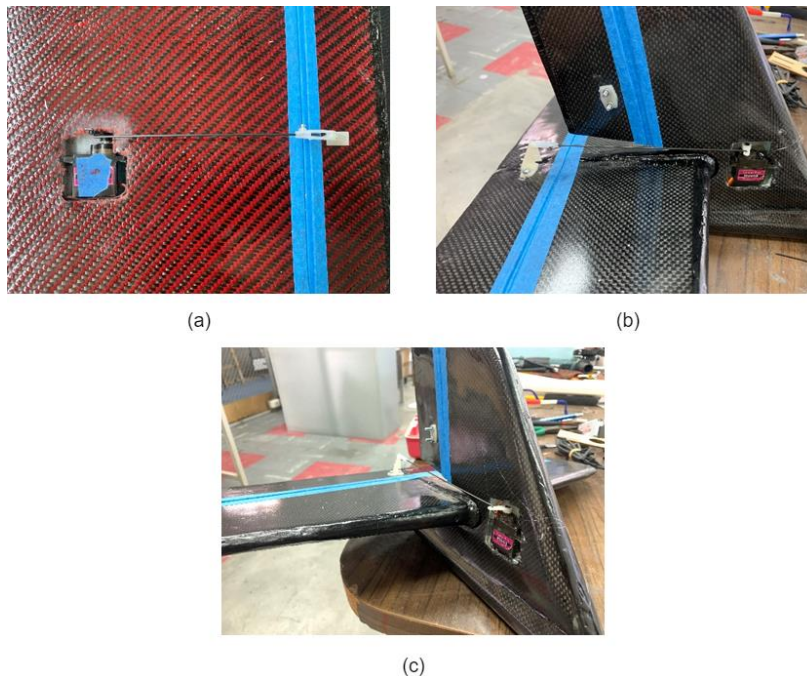


Figura 2.15. Servomotores instalados de: (a) Alerón (b) Elevador (c) Rudder [Fuente propia]

Referente a los servomotores “DSSERVO 20 Kg” utilizados para el sistema de rotores basculantes, se los coloca en los porta-servos presentados en la Figura 2.13 como se presenta en la Figura 2.16 tomando en cuenta su orientación, rango de giro y cableado:

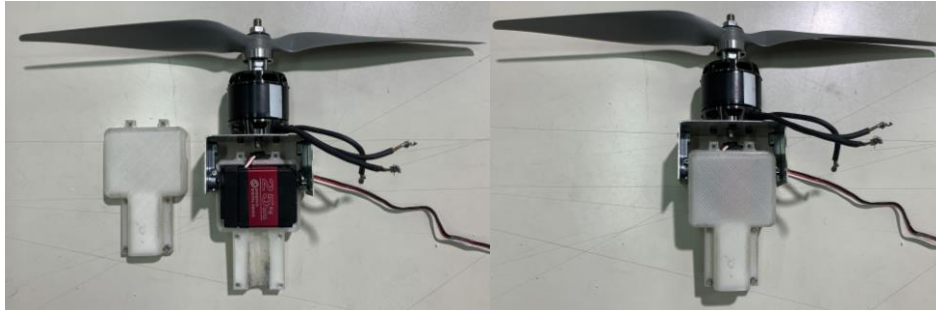


Figura 2.16. Servomotores instalados de sistema de transición [Fuente propia]

2.4.2 CABLEADO DE COMPONENTES

Para cada una de las alas, se ha utilizado una guía de fibra para permitir el paso de los cables eléctricos requeridos para servomotores (calibre 24) y motores (calibre 14).

- Cableado en las alas: Se realiza la instalación de los sistemas de rotores basculantes y se toma la medida requerida de cableado para el servomotor del alerón, servomotor de sistema de transición y motor BLDC con el fin de realizar las extensiones necesarias de cable que permitan su conexión a la controladora de vuelo y ESC respectivamente ubicados en el fuselaje y parte central de la aeronave. En la Figura 2.17 se presenta el proceso de cableado de todos los componentes mencionados previamente.

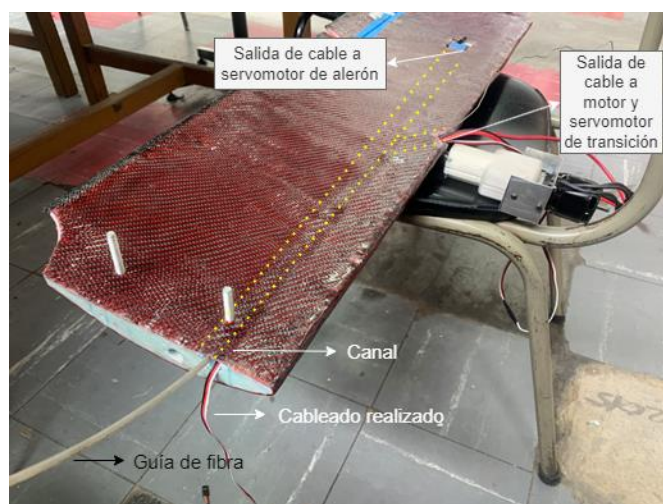


Figura 2.17. Cableado con guía de fibra de motores y servomotores de ala [Fuente propia]

- Cableado de cola: Se toma la medida requerida de cable para la conexión de los dos servomotores colocados en el estabilizador vertical y horizontal y, con la ayuda de la guía de fibra, se pasa el cableado a través del tubo de cola hasta la parte central del fuselaje, por lo que se requiere una pequeña extensión más de cable que permita llegar de la parte inferior del fuselaje hasta la controladora de vuelo. En la Figura 2.18 se presenta el proceso de cableado de todos los componentes mencionados previamente:

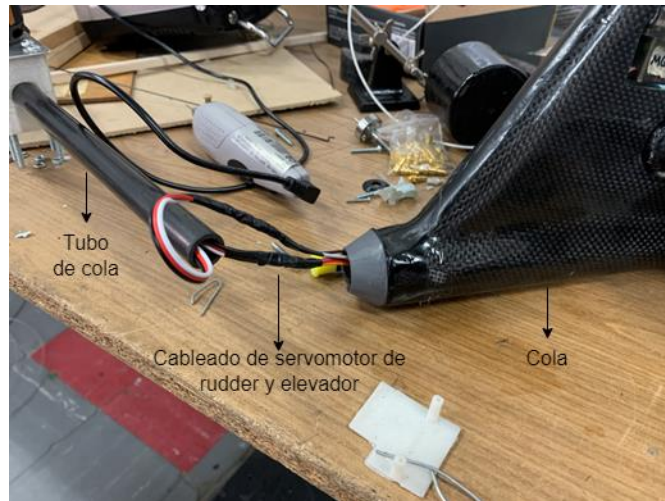


Figura 2.18. Cableado con guía de fibra de servomotores de cola [Fuente propia]

- Cableado de motor de cola: Se realiza un hueco en la parte posterior del fuselaje que permita el paso de tres cables para la conexión del ESC ubicado en la parte inferior-posterior del fuselaje y el motor de cola. En la Figura 2.19 se presenta el proceso de cableado del motor de cola:

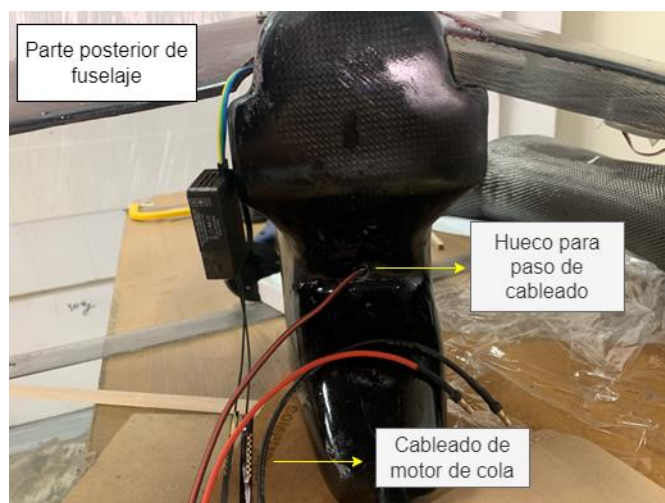


Figura 2.19. Cableado de motor de cola [Fuente propia]

2.4.3 INSTALACIÓN DE COMPONENTES

Se realiza la instalación de la controladora de vuelo en la parte superior central del fuselaje, área destinada específicamente a dicho dispositivo. En la Figura 2.20 se presenta el montaje de la controladora de vuelo. A continuación, se colocan los ESCs en la base del fuselaje y con sus terminales de conexión para el motor hacia arriba con el fin de realizar la conexión con el cableado de motores provenientes del ala. Se colocan las dos alas, se realiza el conexionado de motores a sus ESCs y junto a los servomotores, se conectan los mismos a las respectivas salidas PWM de la controladora de vuelo.

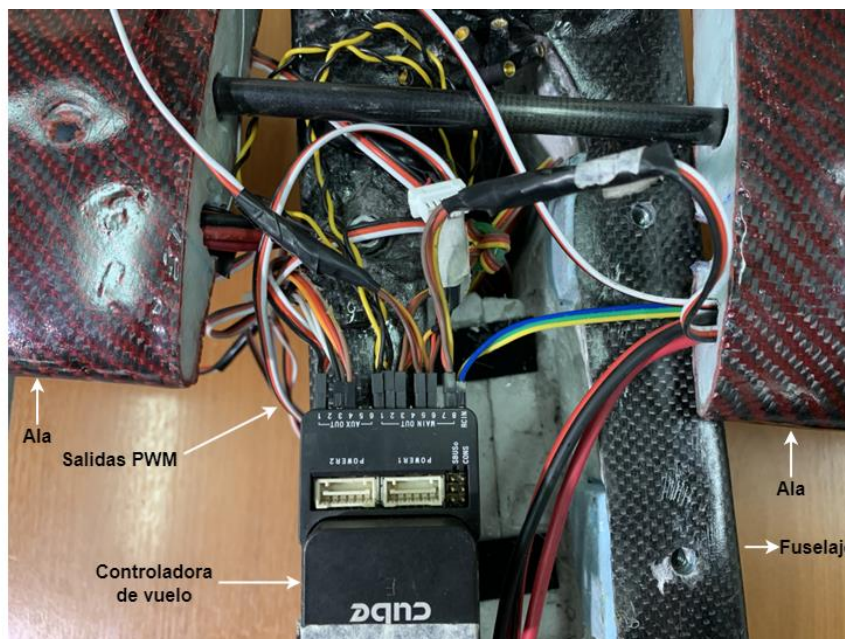


Figura 2.20. Montaje de controladora de vuelo en fuselaje [Fuente propia]

Finalmente se realiza la conexión de los dos servomotores y conjunto ESC-motor de cola. En la Figura 2.21 se presenta el UAV tiltrotor implementado:

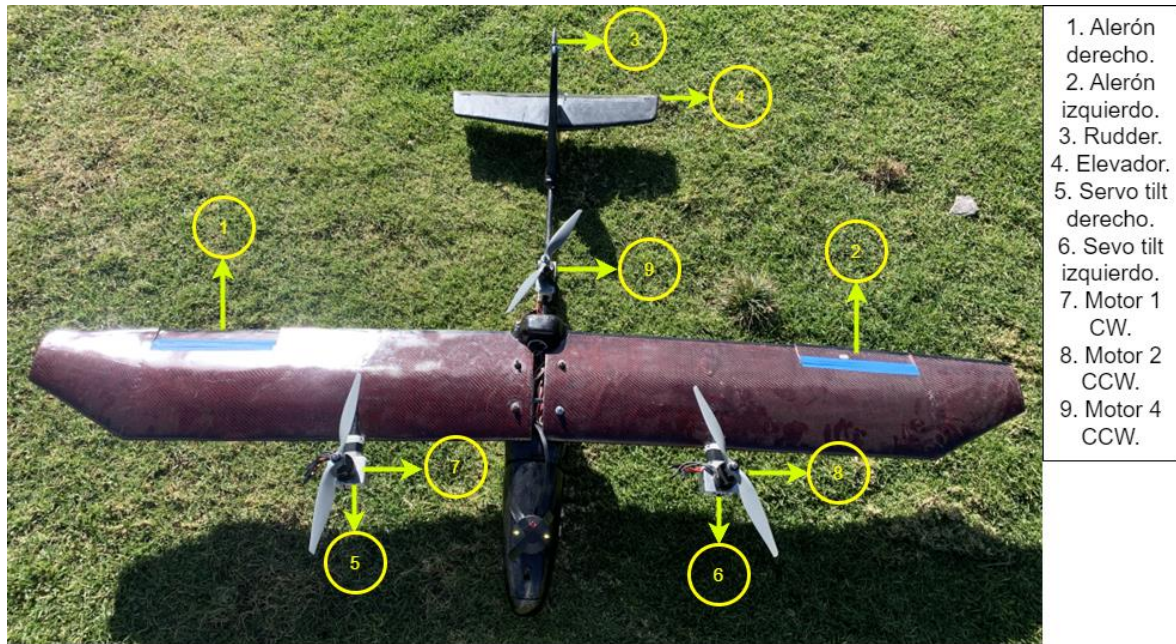


Figura 2.21. UAV tiltrotor implementado [Fuente propia]

2.5 PROGRAMACIÓN DE CONTROLADORA DE VUELO

A continuación, se describe la programación realizada a la controladora de vuelo Pixhawk Cube 2.1 para habilitar las funcionalidades de un UAV tipo tiltrotor a través del software “Mission Planner”.

2.5.1 FIRMWARE DE AVIONES – FUNCIONALIDAD TILTROTOR

Para modificar los parámetros requeridos por un tiltrotor, se requiere trabajar con el firmware de aviones, sea en su versión final (última versión publicada por Ardupilot) o estable (versión completamente depurada de errores), por lo que utilizando Mission Planner se procede a realizar lo siguiente:

- Se conecta el ordenador y la controladora de vuelo a través de USB, seleccionar el puerto COM específico y establecer una velocidad de conexión de 57600 baudios.
- Se realiza una conexión a través de “Connect” en Mission Planner y se espera que termine el reconocimiento inicial de firmware y parámetros.
- Se pulsa “Disconnect”. Esta primera conexión se realiza con el fin de que el software y ordenador detecten el modelo de la controladora de vuelo utilizada.
- En la sección “Setup” se selecciona el apartado “Install Firmware” y se selecciona la opción correspondiente a “Plane”.

- Mission Planner solicitará desconectar físicamente la controladora de vuelo por diez segundos y volver a conectarla.
- Mission Planner descargará e instalará el firmware finalizando así la carga del firmware de aviones en la controladora de vuelo.

2.5.2 PARÁMETROS

Al descargar y utilizar el firmware de aviones en su versión final, publicada el 24 de junio de 2023 [29], en la controladora de vuelo Pixhawk Cube 2.1, el usuario tiene acceso al monitoreo y modificación de 233 conjuntos de parámetros que se presentan en la sección denominada “CONFIG”, específicamente en el apartado “Full Parameter List”. Los conjuntos de parámetros permiten establecer el comportamiento de la controladora de vuelo asociado a la programación de la misma con el fin de habilitar o deshabilitar funciones, configurar puertos, establecer parámetros de comunicación con diferentes sensores, entre otras funcionalidades.

Para la habilitación de la funcionalidad tiltrotor, Ardupilot ha desarrollado el conjunto de parámetros denominado “Q_Parameters” los cuales permiten habilitar la funcionalidad “QuadPlane” asociado a aeronaves tipo VTOL. En la Tabla 2.15 se presentan los parámetros tipo Q enfocados en el control de los rotores basculantes, cambio de modo de vuelo, tiempo de transición, entre otros y parámetros generales enfocados en la configuración de batería, tamaño de propelas, entre otros.

Tabla 2.15. Parámetros generales y para funcionalidad tiltrotor.

Parámetro	Valor	Descripción
Q_ENABLE	1	Habilitación de modo Quad
Q_FRAME_CLASS	7	Modo tricóptero
Q_TILT_ENABLE	1	Habilitación de funcionalidad tiltrotor
Q_TILT_TYPE	2	Servos tilt de movimiento continuo
Q_TILT_MASK	3	Los motores frontales giran
Q_TILT_RATE_UP	15	Tasa de inclinación en °/s de transición v/h
Q_TILT_RATE_DN	15	Tasa de inclinación en °/s de transición h/v
Q_TILT_FIX_GAIN	0.1	Asistencia de cabeceo y balanceo
Q_TILT_FIX_ANGLE	5	Ángulo máximo para asistencia de cabeceo y balanceo
Q_ASSIST_SPEED	-1	Sin asistencia de velocidad en modo de vuelo ala fija
Q_M_BAT_VOLT_MAX	16.8	Voltaje máximo de la batería
Q_M_BAT_VOLT_MIN	13.2	Voltaje mínimo de la batería

A continuación, en la Tabla 2.16 se presentan los diferentes dispositivos que se conectan en las salidas PWM, el orden y funcionalidad establecido en los parámetros de la controladora.

Tabla 2.16. Parámetros para salidas PWM.

Dispositivo	Salida	Parámetro	Valor	Descripción
ESC Motor 1	2	SERVO2_FUNCTION	33	Motor 1
ESC Motor 2	1	SERVO1_FUNCTION	34	Motor 2
ESC Motor 3	3	SERVO3_FUNCTION	36	Motor 4
Servo. Tilt Izquierdo	8	SERVO8_FUNCTION	75	Motor tilt frontal izquierdo
Servo. Tilt Derecho	9	SERVO9_FUNCTION	76	Motor tilt frontal derecho
Servo. Alerón Derecho	5	SERVO5_FUNCTION	4	Alerón con funcionalidad inversa
		SERVO5_REVERSED	1	
Servo. Alerón Izquierdo	6	SERVO6_FUNCTION	4	Alerón
Servo. Rudder	12	SERVO12_FUNCTION	21	Rudder
Servo. Elevador	11	SERVO11_FUNCTION	19	Elevador

2.5.3 MODOS DE VUELO

Mission Planner permite establecer seis modos de vuelo diferentes controlados a través de un canal determinado del radiocontrol utilizado. Los modos de vuelo seleccionados para cumplir el perfil de la misión, descritos en la Sección 2.2.1.2, corresponden a:

- **QSTABILIZE:** Permite volar la aeronave manualmente en modo tricóptero, pero autonivela el eje de balanceo y cabeceo.
- **QHOVER:** La aeronave mantiene una altitud constante al tiempo que permite controlar normalmente el balanceo, el cabeceo y la guiñada.
- **QLOITER:** La aeronave intenta mantener automáticamente la ubicación, el rumbo y la altitud actuales. El piloto puede volar el UAV en modo QLOITER como si estuviera en un modo de vuelo más manual, pero cuando se sueltan las palancas, el vehículo reducirá la velocidad hasta detenerse y mantener la posición.
- **QLAND:** El modo de vuelo intenta llevar el UAV directamente hacia abajo en la posición en la que se encuentra el vehículo cuando se ingresa al modo,

descendiendo a la altitud definida en Q_LAND_FINAL_ALT a una velocidad definida de Q_WP_SPEED_DN hasta llegar a la altitud Q_LAND_FINAL_ALT, en cuyo punto continúa descendiendo a una velocidad de Q_LAND_SPEED hasta aterrizar.

- **FBWA:** Corresponde al modo más popular para el vuelo asistido en modo de vuelo ala fija y es el mejor modo para los pilotos sin experiencia. En este modo, la aeronave mantendrá el balanceo y el cabeceo especificados por las palancas de control.
- **Manual:** El control total de la aeronave recae sobre el radiocontrol, no se cuenta con estabilización. Todas las entradas de RC se pasan a las salidas de servo establecidas por su SERVOx_FUNCTION.

La configuración de parámetros para programar dichos modos de vuelo y la selección del canal específico del radiocontrol en la controladora de vuelo se presenta en la Tabla 2.17.

Tabla 2.17. Parámetros para modos de vuelo.

Parámetro (Canal Radio Control)	Valor	Parámetro	Valor	Modo de Vuelo
FLTMODE_CH	5	FLTMODE1	17	QSTABILIZE
		FLTMODE2	18	QHOVER
		FLTMODE3	19	QLOITER
		FLTMODE4	20	QLAND
		FLTMODE5	5	FBWA
		FLTMODE6	0	Manual

2.5.4 ENLACE DE RADIOCONTROL Y TELEMETRÍA

El enlace entre el radiocontrol y la controladora de vuelo se realiza a través del uso del protocolo SBUS debido a la compatibilidad de ambos dispositivos. A continuación, se realiza el enlace entre el radiocontrol y el receptor “FrSky”. En este apartado, es necesario tomar en cuenta que el receptor puede almacenar en su memoria interna diferentes modelos que corresponden a programaciones específicas para el control de diferentes aeronaves como ala fija, quads, entre otros; así entonces, se realiza la programación de un nuevo modelo para el control de un UAV tipo tiltrotor. En la Figura 2.22 se presenta el conexionado realizado entre los tres dispositivos mencionados:



Figura 2.22. Conexión entre controladora de vuelo y radiocontrol [Fuente propia]

Es importante recalcar que es necesario realizar una configuración adicional al radiocontrol debido a que el método de pilotaje del nuevo UAV corresponde a una combinación entre un control de vuelo multirroto y de ala fija. En el radiocontrol “Taranis X9D Plus” se realiza la configuración de un nuevo modelo con la particularidad de añadir dos interruptores físicos del control destinados al cambio de modos de vuelo, para ello, en la Tabla 2.18 se presenta la configuración de “Mixer” realizada en el radiocontrol:

Tabla 2.18. Configuración de “Mixers” de radiocontrol.

Canal	Mando	Descripción
CH1	Palanca Ail	Alerón
CH2	Palanca Ele	Elevador
CH3	Palanca Thr	Acelerador
CH4	Palanca Rud	Rudder
CH5	Interruptor SC	Bloque 1 de modo de vuelo
CH6	Interruptor SF	Bloque 2 de modo de vuelo

En base a lo presentado en la Tabla 2.18, se tiene que el pilotaje de la aeronave, independientemente del modo de vuelo, se realiza a través de los primeros cuatro canales del radiocontrol permitiendo la aceleración y control en los tres ejes de vuelo (guiñada, alabeo y cabeceo). Finalmente, el canal cinco se asocia a un interruptor de dos posiciones y el canal seis a uno de tres posiciones cuya combinación de conmutaciones permite el cambio entre los seis modos de vuelo descritos previamente.

Para realizar el enlace entre la controladora de vuelo y el módulo de telemetría se realiza la conexión directa entre el módulo de la estación de tierra y el ordenador, a través de Mission Planner. Una vez conectado vía USB, en el apartado denominado “Sik Radio” se

establece un número de canal específico para la comunicación, en este caso, se ha seleccionado el canal número 126. Finalmente, se repite el mismo procedimiento con el módulo que será instalado en la aeronave y, replicando la configuración del primer módulo y estableciendo el mismo número de canal, se finaliza el enlace entre módulos tierra-aire. En la Figura 2.23 se presenta el conexionado realizado entre los dispositivos descritos previamente.

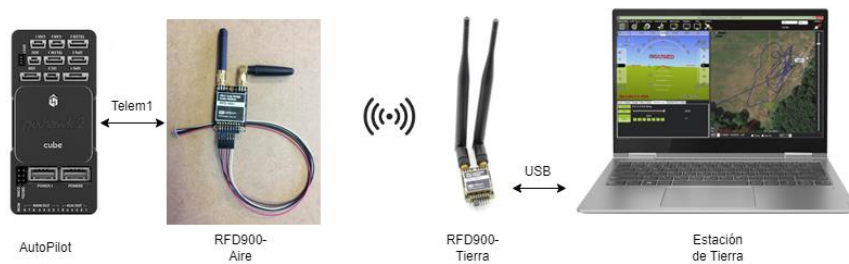


Figura 2.23. Conexión entre controladora de vuelo y estación de tierra con módulos de telemetría [Fuente propia]

2.5.5 RECALIBRACIÓN DE CONTROLADORA DE VUELO

Una vez que se ha realizado la programación de la controladora de vuelo y se ha implementado el sistema eléctrico de empuje en el dron de ala fija modificado, se deben configurar el sentido de incremento o decremento y los valores máximos y mínimos de los valores de las salidas PWM. Esto con la finalidad de establecer el rango de movimiento de los servomotores encargados del movimiento de las diferentes superficies de control (alerones, elevador y rudder); además, se debe establecer el valor máximo y mínimo de la señal PWM asociada al movimiento de los servomotores, por ejemplo, para los motores basculantes en valores donde se obtiene el máximo desplazamiento físico seguro y posible, tomando en cuenta que la propela no golpee ninguna superficie alar. A continuación, en la Tabla 2.19, se presentan los valores mínimos, de ralentí y máximos de señal PWM por canal:

Tabla 2.19. Nuevos valores de PWM de controladora de vuelo.

Canal	PWM Mínimo	PWM Ralentí	PWM Máximo
Alerón izquierdo	1000	1280	2000
Alerón derecho	1000	1600	2000
Elevador	1300	1500	1700
Rudder	1100	1500	1900
Servo tilt izquierdo	1100	1500	1900
Servo tilt derecho	1100	1500	1900

Con el propósito de obtener un posicionamiento vertical y horizontal perfectamente perpendicular a la superficie de desplazamiento según el modo de vuelo, se establece el modo de vuelo QSTABILIZE y se configura el parámetro denominado Q_TILT_YAW_ANGLE asignando un valor donde se observe que el conjunto de servomotor y motor se encuentre totalmente vertical. En este caso, esto se lo consigue con un valor de 12. Cabe recalcar que este proceso de reconfiguración de la controladora de vuelo se realiza con todos los dispositivos electrónicos y del sistema de empuje ya implementados con el fin de nivelar la aeronave en una superficie plana con su peso máximo de despegue y así establecer posiciones de motores totalmente verticales y horizontales.

Una vez que todo el hardware se encuentra ya instalado, es necesario finalmente realizar, a través de Mission Planner, la configuración de parámetros iniciales asociados al diámetro de propela utilizada, número de celdas de la batería y calibración de la brújula y acelerómetro.

3 RESULTADOS, CONCLUSIONES Y RECOMENDACIONES

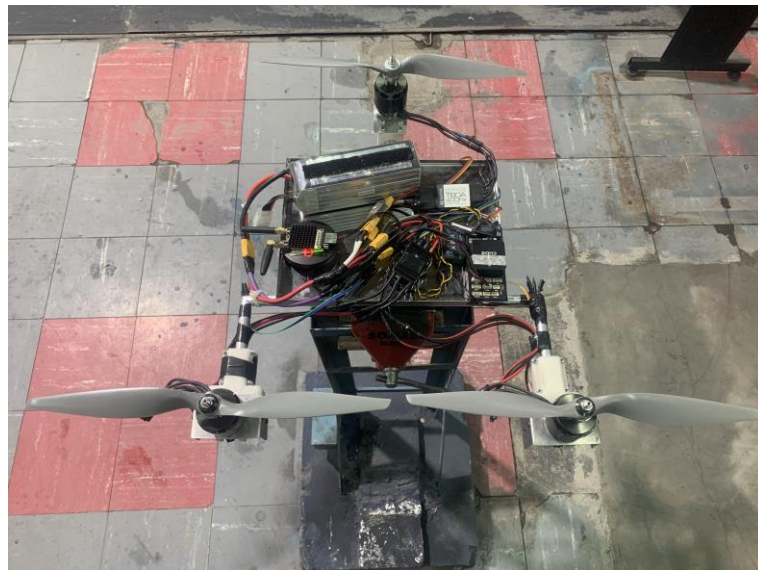
3.1 PRUEBAS Y RESULTADOS

Con el fin de comprobar el correcto funcionamiento del sistema implementado para la transición de modo de vuelo, se realizaron pruebas del sistema, divididas estas en diferentes etapas. Primero, se comprueba el correcto funcionamiento de la controladora de vuelo y sistemas adicionales (telemetría y GPS), sistema de transición y sistema de empuje, implementados en la estación de pruebas en tierra. Posteriormente, una vez que se comprueba la correcta funcionalidad del sistema tiltrotor, se implementan todos los componentes en el frame modificado disponible en el Proyecto de Investigación.

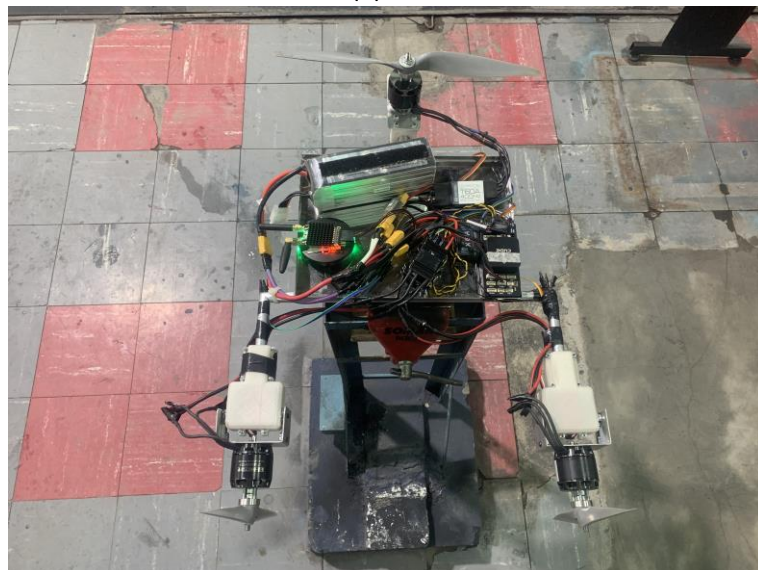
3.1.1 PRUEBAS EN LA ESTACIÓN DE TIERRA

La finalidad de esta prueba corresponde a la verificación preliminar del funcionamiento del sistema de transición, de control y empuje en conjunto previo al montaje final en el frame modificado. Una vez que se han montado todos los componentes de los sistemas previamente descritos, como se presentó en la Figura 2.9, se realizó la configuración de la controladora de vuelo, detallada en la Sección 2.5. A continuación, en la Figura 3.1 se

presenta la disposición de los motores para los modos de vuelo multirrotor y ala fija, alternados en la estación de pruebas a través del uso del radiocontrol y Mission Planner:



(a)



(b)

Figura 3.1. Disposición de motores para vuelo: (a) Vertical (b) Horizontal [Fuente propia]

Una vez que se ha comprobado la correcta transición de modos de vuelo a través del movimiento de los servomotores del sistema de transición, se realizan ajustes a los parámetros de la controladora de vuelo asociados al desplazamiento máximo y mínimo de dichos servomotores, esto con el fin de obtener un empuje en dirección al desplazamiento vertical u horizontal seleccionado.

A continuación, una vez que los motores se encuentran correctamente alineados, se realiza una validación de los valores teóricos presentados en la Tabla 2.12, la Sección 2.2.2, asociados a la medición de RPMs de los motores en modo de vuelo horizontal con un

porcentaje de aceleración determinado. En la Figura 3.2 se presenta la disposición de los equipos utilizados (sistema de propulsión y tacómetro) para realizar el proceso de medición realizado con una aceleración del 40%.

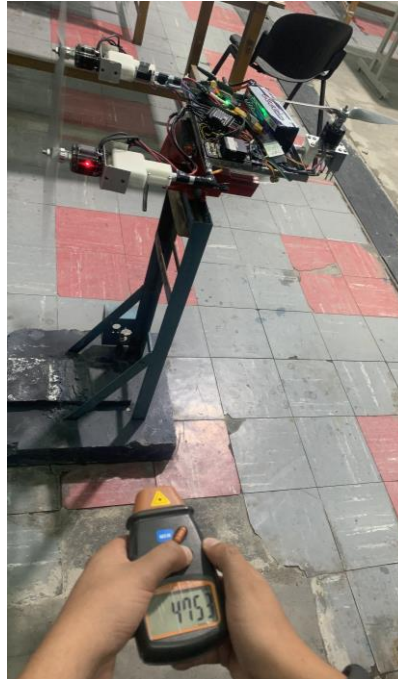


Figura 3.2. Medición de RPMs con aceleración del 40% [Fuente propia]

En la Tabla 3.1 se presentan los resultados obtenidos para los cinco primeros porcentajes de aceleración mencionados en la Tabla 2.12, con su correspondiente error relativo porcentual.

Tabla 3.1. Error relativo porcentual de RPM experimental y teórica

Aceleración [%]	V. Experimental [RPM]	V. Teórico [RPM]	Error Relativo [%]
40	4753	4880	2,60
45	5178	5303	2,36
50	5597	5750	2,66
55	6084	6237	2,45
60	6485	6657	2,58

A partir de la información y resultados presentado en la Tabla 3.1, se observa que el error relativo porcentual es despreciable, por lo que la información presentada en la Tabla 2.12 de la Sección 2.2.2 referente a velocidad, ha sido validada.

A continuación, se realiza la medición de voltaje y corriente de los dos motores funcionales en modo de vuelo horizontal para diferentes porcentajes de aceleración con el fin de

calcular la potencia consumida y realizar una estimación de consumo energético. En la Figura 3.3 se presenta la disposición de los equipos utilizados en el proceso de medición realizado para una aceleración del 30%. Esto a través de la medición de voltaje de la batería con un voltímetro conectado en el monitor de celdas y de la corriente a través del uso de una pinza de corriente AC/DC Fluke I1010 acompañado de un multímetro industrial RMS Fluke 289, cuya salida se encuentra en unidades de mV/A.



Figura 3.3. Medición de voltaje y corriente con aceleración del 15% [Fuente propia]

En la Tabla 3.2 se presentan los resultados obtenidos para diferentes porcentajes de aceleración con su correspondiente voltaje, corriente y potencia consumida.

Tabla 3.2. Potencia consumida en determinado porcentaje de aceleración

Aceleración [%]	Voltaje [V]	Corriente [A]	Potencia [W]
15	20.71	1.55	32,10
20	20.68	2.24	46,32
25	20.64	3.14	64,81
30	20.59	4.27	87,92
35	20.51	5.55	113,83
40	20.41	7.68	156,75
45	20.29	9.93	201,48
50	20.12	12.76	256,73

En términos experimentales se establece que la potencia requerida para el vuelo crucero corresponde a la cuarta parte de la potencia de ascenso vertical. Por lo que a partir de lo presentado en la Sección 2.2.2 en la Tabla 2.12, se obtiene que la potencia total requerida para el despegue es igual a 1020.21 [W] (determinado en base al consumo con una aceleración del 60% para tres motores), es decir, para vuelo crucero se emplea 255.05 [W]

lo cual, a partir de lo presentado en la Tabla 3.2, se encuentra en un valor muy cercano al mantener una aceleración del 50%. Así entonces, conociendo que la batería cuenta con una capacidad de 111 [Wh], es posible establecer que la autonomía de vuelo en modo de vuelo crucero es de aproximadamente 26 minutos; sin embargo, en esta aproximación, es importante considerar que no se toma en cuenta la potencia consumida para las fases de despegue y aterrizaje. La estimación de autonomía para el despegue y aterrizaje se lo realiza en la Sección 3.1.2 del presente capítulo a través del consumo porcentual de batería.

3.1.2 PRUEBAS DE VUELO

Las pruebas de vuelo realizadas corresponden exclusivamente a pruebas realizadas en vuelo multirrotor, esto debido a las limitaciones físicas asociadas a la cancha principal de la Escuela Politécnica Nacional, espacio donde se desarrollaron dichas pruebas. En la Figura 3.4 se presenta la medición longitudinal realizada de la cancha de la institución a través del software Agisoft Metashape Professional [30].



Figura 3.4 Medición longitudinal del estadio de la Escuela Politécnica Nacional [Fuente propia]

A partir de lo presentado en la Figura 3.4, se observa que su longitud de extremo a extremo es de 159 [m]. Por lo tanto, tomando en cuenta que según [23] la velocidad de vuelo crucero de la aeronave base empleada para el desarrollo del tiltrotor es de 13 m/s, es decir, con un peso de 3,23 [kg], se debe considerar un factor de seguridad de al menos 1.5 para cubrir la incertidumbre de velocidad requerida para un peso aproximado de 5.05 [kg] resultante de la incorporación de la funcionalidad de rotores basculantes. Así entonces, considerando una velocidad crucero de 19,5 m/s se estima que el recorrido total longitudinal por el estadio

politécnico se lo realiza en 8 segundos, esto sin tomar en cuenta que la aeronave realiza un descenso inicial con el fin de empezar a sustentarse, hecho que requiere igualmente de un desplazamiento tanto horizontal como vertical considerable. En consecuencia, el estadio de la institución no brinda el espacio suficiente requerido para realizar la transición de vuelo de una forma segura priorizando el bienestar de las personas que por allí circulan, los bienes de la universidad y, finalmente, la propia integridad del equipo utilizado.

Adicionalmente, las políticas internas del manejo de bienes del laboratorio del Proyecto de Investigación, impide el desplazamiento de equipos, partes y dispositivos fuera del recinto educativo, así entonces, queda completamente limitada la posibilidad de realizar pruebas de vuelo horizontal en área más extensas fuera de la universidad. Además, tomando en cuenta este tipo de limitaciones, el Grupo de Investigación se ha planteado nuevos objetivos asociados a la elaboración de un nuevo frame de peso reducido con el fin de, tomando como base las pruebas y resultados obtenidos con el presente Trabajo de Integración Curricular, planificar pruebas de vuelo en modo crucero garantizando seguridad operacional y la integridad del equipo utilizado.

3.1.2.1 Prueba de vuelo-Modo QESTABILIZE

A continuación, se presenta una secuencia de imágenes que corresponde a un vuelo en modo multirrotor en modo de vuelo QESTABILIZE, el cual corresponde a un vuelo manual donde la controladora de vuelo se encarga de auto nivelar el eje de balanceo y cabeceo:

- **Estado de ralentí de motores:** En la Figura 3.5, se presenta el estado de la aeronave al momento de realizar su armado, es decir, el encendido y estado de ralentí de los tres motores. Se puede observar que, al no contar con un tren de aterrizaje o alguna adaptación en la parte inferior del fuselaje, la aeronave se posiciona con un ala sobre el suelo, esto además, por la irregularidad del terreno sobre el cual se está realizando la prueba de vuelo.



Figura 3.5 Dron tiltrotor armado y en ralentí [Fuente propia]

- **Aceleración y nivelado:** A través del radiocontrol, se posiciona la palanca de potencia sobre el 5% de aceleración y se observa, como se presenta en la Figura 3.6, que la aeronave se nivela automáticamente, esto debido a la respuesta de la controladora de vuelo sobre la velocidad correspondiente y diferencial de los motores en función de su giroscopio y nivel configurado.



Figura 3.6 Dron tiltrotor nivelado con 5% de aceleración [Fuente propia]

- **Despegue:** A través del radiocontrol, se posiciona la palanca de potencia sobre el 60% de aceleración y se observa, como se presenta en la Figura 3.7, que la aeronave se empieza a levantar del suelo de forma totalmente vertical.



Figura 3.7 Dron tiltrotor nivelado en etapa de despegue con más de 60% de aceleración [Fuente propia]

- **Control de movimiento:** A través de la manipulación de la palanca derecha (control de alabeo y cabeceo) o de la palanca izquierda para guiñada, se realiza el control de movimiento del dron en el área de vuelo establecida. En la Figura 3.8 se presenta una secuencia del desplazamiento del dron a una altura determinada.





Figura 3.8 Dron tiltrotor nivelado en etapa de vuelo y movimiento horizontal y guiñada controlado [Fuente propia]

- **Control de altura:** A través de la manipulación de la palanca izquierda se realiza el control de potencia asociada al control de altitud del dron. En la Figura 3.9 se presenta una secuencia del desplazamiento vertical del dron.





Figura 3.9 Dron tiltrotor nivelado en etapa de vuelo y movimiento vertical controlado
[Fuente propia]

- **Aterrizaje:** Con la reducción controlada y paulatina de potencia a través de la palanca izquierda, se disminuye la altitud de la aeronave. En la Figura 3.10 se presenta una secuencia del desplazamiento vertical en la fase de aterrizaje del dron.



Figura 3.10 Dron tiltrotor nivelado en etapa de aterrizaje [Fuente propia]

Además, es importante mencionar que una vez conectada la batería a la aeronave, es posible monitorear en todo momento el estado, actitud, posición y velocidad de la aeronave a través de la estación de telemetría conectada al ordenador vía USB con el software Mission Planner (estación de control en tierra), un ejemplo de esto se presenta en la Figura 3.11.

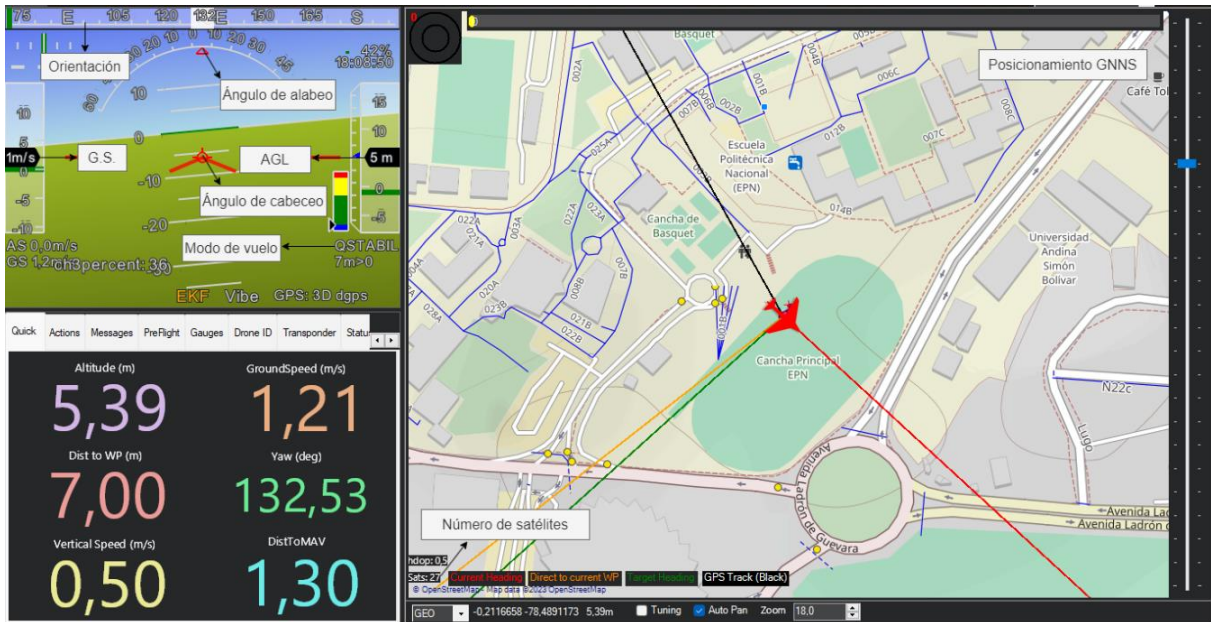


Figura 3.11 Estación de control en tierra Mission Planner [Fuente propia]

A continuación, para esta prueba, se presentan las gráficas obtenidas del registro de la controladora de vuelo con la ayuda de la página web denominada “UAV Log Viewer” [31], asociadas a:

- **Altitud sobre el terreno (AGL):** En la Figura 3.12 se presenta la gráfica temporal de la variación de la altitud del drone sobre el terreno.

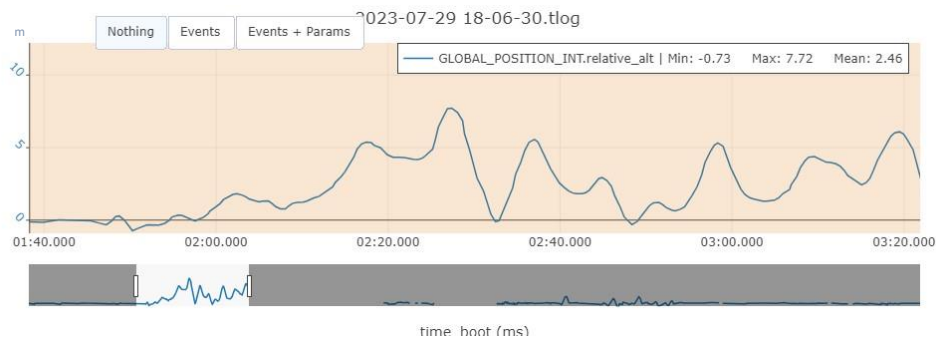


Figura 3.12 Variación temporal de altura de vuelo respecto al terreno [Fuente propia]

- **Velocidad respecto a tierra (GS):** En la Figura 3.13 se presenta la gráfica temporal de la velocidad del drone respecto a tierra.

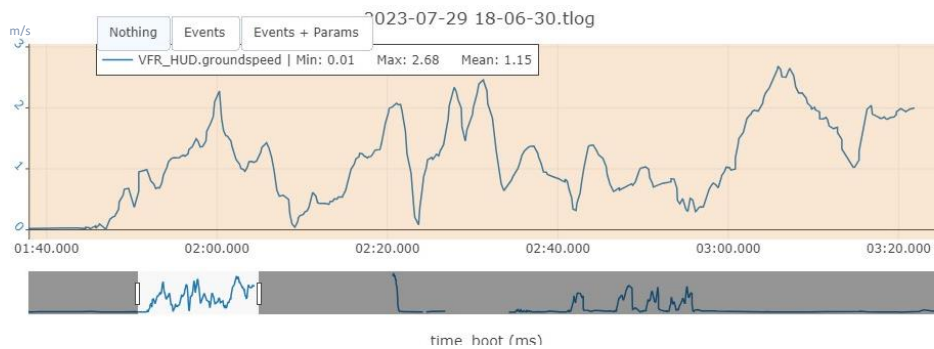


Figura 3.13 Variación temporal de velocidad de vuelo respecto al terreno [Fuente propia]

- **Latitud:** En la Figura 3.14 se presenta la gráfica temporal del desplazamiento de latitud (coordenada geográfica) en base al sistema de posicionamiento GNSS.



Figura 3.14 Variación temporal de latitud [Fuente propia]

- **Longitud:** En la Figura 3.15 se presenta la gráfica temporal del desplazamiento de longitud (coordenada geográfica) en base al sistema de posicionamiento GNSS.

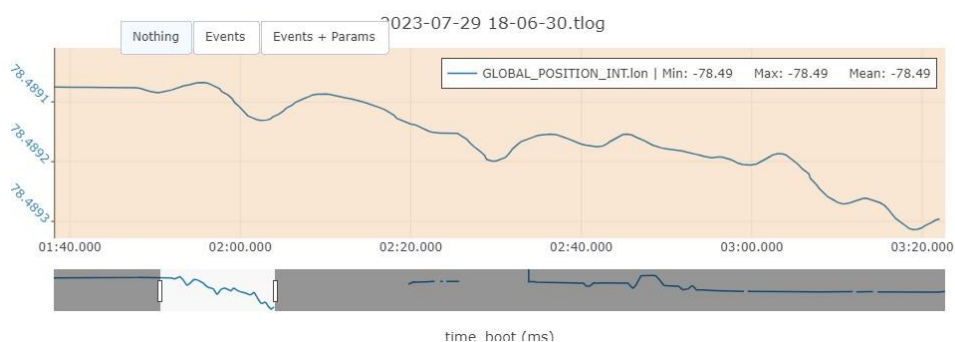


Figura 3.15 Variación temporal de longitud [Fuente propia]

En la Tabla 3.3 se presenta un resumen de los valores máximos, mínimos y promedios para cada los registros de AGL, GS, latitud y longitud presentados anteriormente.

Tabla 3.3. Valores máximos, mínimos y promedios de registro de vuelo (QESTABILIZE)

Parámetro	Máximo	Mínimo	Promedio
AGL [m]	7,72	-0,73	2,46
GS [m/s]	2,68	0,01	1,15
Latitud [°]	-0,2116	-0,2120117	-0,211728743
Longitud [°]	-78,4890676	-78,4893137	-78,48915768

A partir de las figuras presentadas y los datos de la Tabla 3.3, se verifica que el dron tiltrotor puede ser controlado, monitoreado, de manera que se lo puede despegar y mantener sustentado en el aire con el sistema de propulsión seleccionado en la Sección 2.2.2, los elementos presentados en la Sección 1.4.4.1 y la programación y reconfiguración realizada en la Sección 2.5.2 y 2.5.5. Sin embargo, a pesar de que el vuelo tiene un alto nivel de maniobrabilidad a través del radiocontrol en los tres ejes de movimiento (alabeo, cabeceo y guiñada), su estabilidad y capacidad de respuesta específica ante comandos determinados de control aún se encuentra limitada, esto asociado específicamente al diseño estructural de la aeronave. Por ejemplo, al contar con un conjunto motor-propela idéntico para los tres motores, el centro de empuje (CoT) se encuentra cerca al punto medio entre los motores de las alas sobre el eje transversal de la aeronave; sin embargo, el centro de gravedad (CoG) se encuentra sumamente desplazado hacia la cola, esto debido a la longitud del tubo de cola que hace de palanca generando un momento.

Para obtener un rendimiento eficiente y sumamente estable para un dron tipo tiltrotor, el CoT debe encontrarse en la misma posición que el CoG y, según lo dispuesto por Ardupilot en [32], ubicarse en el primer tercio de la cuerda aerodinámica (línea de unión entre el borde del ala que apunta a la nariz y borde que apunta a la cola de la aeronave) del ala desde el frente (orientado a la nariz del dron) hacia atrás del ala en el centro del fuselaje. Las posibles soluciones ante esta problemática corresponden a las siguientes:

- Añadir más peso en la nariz de la aeronave, lo cual puede ocasionar problemas en el despegue y ascenso, pero por lo general, permite obtener un vuelo estable. Esta solución se ha tomado en cuenta inicialmente en tierra, sin embargo, como el efecto de palanca es sumamente elevado, no ha sido posible corregir el desplazamiento de CoG debido al nulo efecto que el peso añadido en el morro realizaba.
- Diseñar un sistema de palanca que sea instalado en la parte frontal con el fin de contrarrestar el efecto de palanca de la parte posterior. Esta solución no ha sido implementada debido a que el alcance del presente Trabajo de Integración Curricular no contempla soluciones de diseño mecánico estructural.

3.1.2.1 Prueba de vuelo-Modo QLOITER

En la Figura 3.16, se presentan imágenes que corresponde a un vuelo en modo multirrotor en modo de vuelo QLOITER, en el cual la aeronave intenta mantener automáticamente la ubicación, el rumbo y la altitud actuales, pero el piloto puede volar la aeronave como si estuviera en un modo de vuelo más manual y cuando se sueltan las palancas del radiocontrol, el vehículo reducirá la velocidad hasta detenerse y mantener la posición.

En este modo de vuelo, la aeronave mantuvo la posición por un tiempo determinado; además, debido a las condiciones de viento presentadas en el desarrollo de la prueba asociadas a ráfagas de alta velocidad que empujaban y desplazaban la aeronave, se evidenció que la controladora de vuelo corrigió y controló su posicionamiento. Es importante mencionar que se han omitido imágenes de las fases de despegue y aterrizaje debido a que se las debe realizar en modo QESTABILIZE obteniendo los mismos resultados que los analizados previamente.



Figura 3.16 Dron tiltrotor nivelado modo de vuelo QLOITER [Fuente propia]

A continuación, se presentan las gráficas obtenidas del registro de la controladora de vuelo para esta prueba; las cuales están asociadas a:

- **Altitud sobre el terreno (AGL):** En la Figura 3.17 se presenta la gráfica temporal de la variación de la altitud del dron sobre el terreno obtenida.

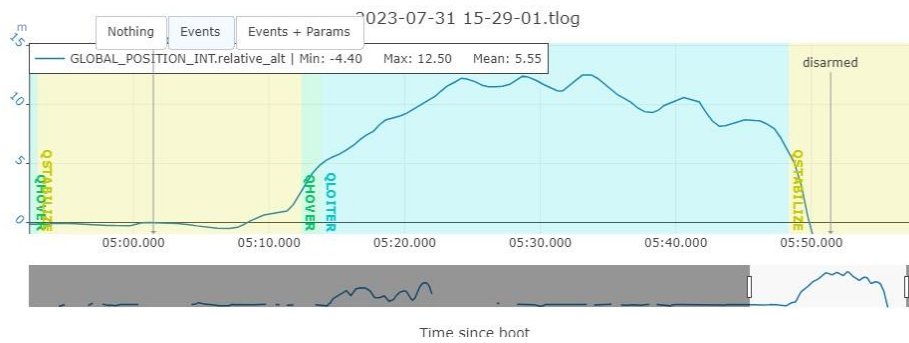


Figura 3.17 Variación temporal de altura de vuelo respecto al terreno [Fuente propia]

- **Velocidad respecto a tierra (GS):** En la Figura 3.18 se presenta la gráfica temporal de la velocidad del dron respecto a tierra.

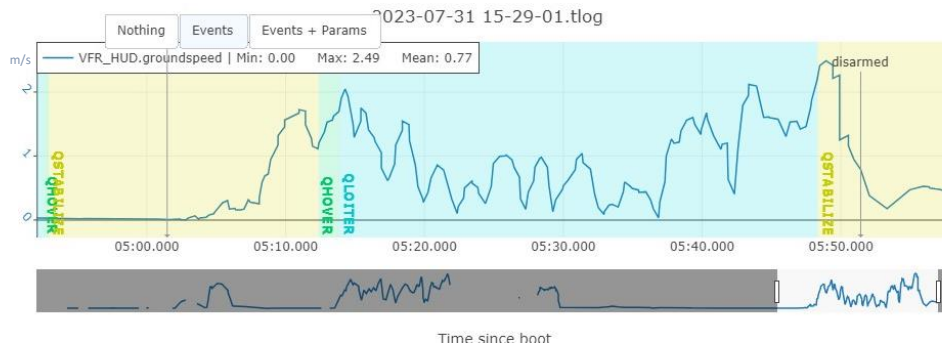


Figura 3.18 Variación temporal de velocidad de vuelo respecto al terreno [Fuente propia]

- **Latitud:** En la Figura 3.19 se presenta la gráfica temporal del desplazamiento de latitud (coordenada geográfica) en base al sistema de posicionamiento GNSS.

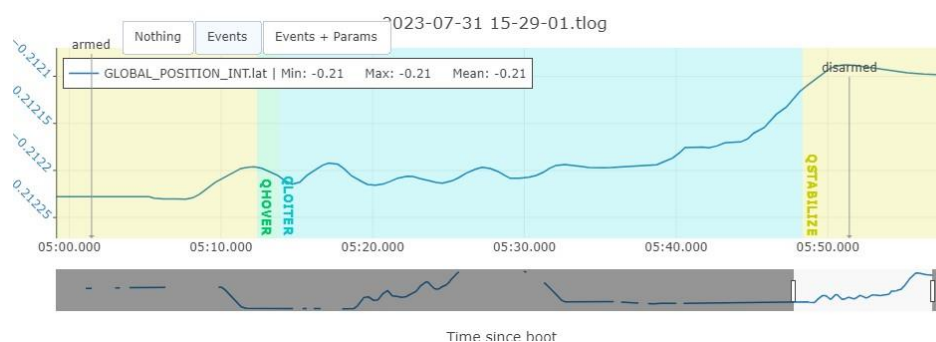


Figura 3.19 Variación temporal de latitud [Fuente propia]

- **Longitud:** En la Figura 3.20 se presenta la gráfica temporal del desplazamiento de longitud (coordenada geográfica) en base al sistema de posicionamiento GNSS.

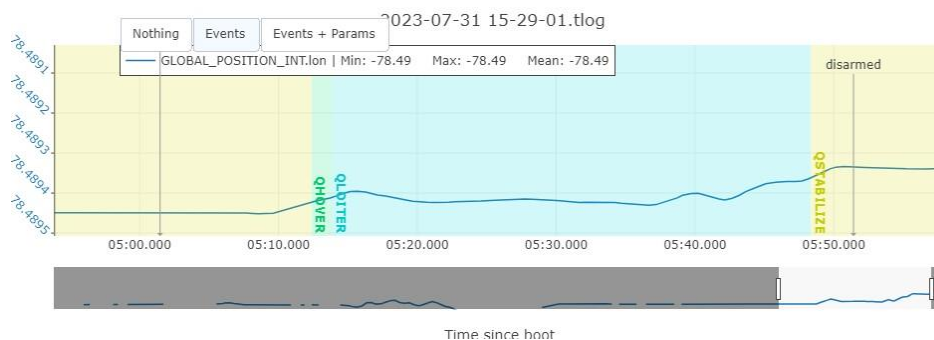


Figura 3.20 Variación temporal de longitud [Fuente propia]

En la Tabla 3.4 se presenta un resumen de los valores máximos, mínimos y promedios para cada los registros de AGL, GS, latitud y longitud presentados anteriormente:

Tabla 3.4. Valores máximos, mínimos y promedios de registro de vuelo (QLOITER)

Parámetro	Máximo	Mínimo	Promedio
AGL [m]	12,5	-4,4	5,55
GS [m/s]	2,49	0,00	0,77
Latitud [°]	-0,2120879	-0,2122306	-0,212176835
Longitud [°]	-78,4893337	-78,4894518	-78,48940172

A partir de las últimas gráficas presentadas y los datos de la Tabla 3.4, se puede verificar, en comparación con las obtenidas para el modo de vuelo QESTABILIZE, que el control de la altura y el desplazamiento en modo de vuelo QLOITER es más preciso debido a que es la controladora de vuelo la que se encarga de mantener a la aeronave en una posición determinada, por lo que se considera que las constantes del controlador PID de la misma, no deben ser modificadas. Se debe tomar en cuenta que, en el caso de la presente prueba y por el modo de vuelo utilizado, a través de la variación de la palanca de potencia, es posible modificar la altura de vuelo AGL, debido a que, si no se dejan estáticos los sticks de control, la aeronave tiende a seguir lo solicitado por el radiocontrol, obteniéndose lo presentado en la Figura 3.15.

Es importante mencionar que no se han presentado pruebas de vuelo en modo QHOVER debido a su gran similitud de respuesta a lo obtenida en modo QLOITER, con la diferencia que en QHOVER, no es posible modificar la altura de vuelo manualmente.

Para el último vuelo realizado en modo QLOITER, se realizó el despegue con un 90% de batería y, después de un vuelo de aproximadamente 2 minutos, se aterrizó la aeronave con un 60% de batería, es decir, consumiendo un total de 30% de la capacidad total de la misma. Así entonces, en dicho tiempo se ha consumido aproximadamente 803.52 [W].

Por tanto, con lo obtenido en la Sección 3.1.1 asociado al consumo estimado de potencia en vuelo crucero, se puede estimar la autonomía para un perfil de misión estándar de la siguiente manera:

- Despegue y aterrizaje con un consumo de 803.52 [W] durante dos minutos corresponde a una energía consumida de 26.784 [Wh], por lo que el restante de autonomía, considerando la batería de 111 [Wh], es de 84.216 [Wh].
- Vuelo crucero con un consumo aproximado de 255.05 [W] con una autonomía restante de 84.216 [Wh] permite un vuelo crucero de 19 minutos con 48 segundos.

Finalmente, la misión total contaría con una autonomía aproximada de 20 minutos. Sin embargo, es importante tomar en cuenta los siguientes factores que afectan drásticamente esta estimación inicial de autonomía:

- La capacidad de la batería no puede ser consumida en su totalidad, es decir, si se desea mantener la vida útil de la batería LiPo, no se debe consumir el porcentaje de la misma por debajo del 15%. Así entonces, es imposible utilizar los 111 [Wh] indicados por el fabricante en su totalidad, lo que reduciría la autonomía de vuelo crucero a aproximadamente 16 minutos.
- No se toma en cuenta la fase de ascenso, descenso y control (consumo adicional de energía por parte de las superficies de control) en fase de vuelo crucero, apartado que supone un consumo adicional de energía.

Así entonces, se requieren realizar pruebas de transición a vuelo crucero, con el fin de obtener información adicional que permita estimar de mejor manera la autonomía de vuelo.

Cabe recalcar que, a partir de las pruebas de vuelo estacionario realizadas, se pudo determinar falencias adicionales al diseño de la aeronave asociadas a la durabilidad y sujeción de la mayoría de superficies de control (alergones, elevador y rudder), las cuales se encuentran sujetas al frame de la aeronave a través de únicamente una cinta adhesiva. Con ello, suman tres los factores que impiden realizar las pruebas con transición de vuelo:

- **Espacio reducido en las instalaciones de la Escuela Politécnica Nacional:** El área destinada a las pruebas de vuelo en la cancha no brinda la seguridad necesaria para este tipo de experimentación práctica.
- **Ubicación del centro de gravedad distinto al centro de empuje:** Al existir una diferencia de la posición del CoG respecto al CoT, no se garantiza una estabilidad ni en vuelo vertical ni en vuelo horizontal.

- **Superficies de control ineficientes:** La funcionalidad de las superficies de control no garantiza que en vuelo crucero se generen las diferentes variaciones de presión y sustentación sobre las superficies aerodinámicas involucradas en el control de movimiento. Así entonces, se tendrá mucha dificultad a que la aeronave responda en vuelo crucero, a las acciones solicitadas vía radiocontrol.

3.2 CONCLUSIONES

- Los equipos, materiales y dispositivos eléctricos y electrónicos disponibles en el Laboratorio del Proyecto de Investigación PIM 21-01 permiten la elaboración, diseño, prueba e implementación de una gran variedad de tipos de drones, por ejemplo, drones multirrotor o drones tipo ala fija, incluyendo modificaciones estructurales que permiten la incorporación de la funcionalidad VTOL.
- La controladora de vuelo Pixhawk Cube 2.1 utilizada en el Proyecto de Investigación PIM 21-01 corresponde a la solución ideal para la aplicación de control de un dron tipo VTOL tiltrotor debido a la gran cantidad de salidas PWM que dispone, redundancia de sistemas de control, sensores y posicionamiento lo cual permite la implementación de un sistema confiable, seguro y de alta capacidad destinado a aplicaciones industriales, de monitoreo, entre otras.
- Los componentes eléctricos y electrónicos del sistema eléctrico de empuje seleccionados en función del peso máximo de despegue permiten suplir las necesidades requeridas y calculadas a partir de fórmulas destinadas a la estimación de potencia requerida para diferentes etapas de vuelo para un perfil de misión estándar destinado exclusivamente a operación de dron tipo VTOL tiltrotor; así entonces, los dispositivos seleccionados se han ajustado a modelos disponibles en el Laboratorio del Proyecto de Investigación PIM 21-01.
- La estación de pruebas en tierra permite la implementación de todos los dispositivos eléctricos y electrónicos asociados al sistema de transición de modo de vuelo y empuje donde se comprobó la correcta funcionalidad en conjunto de motores BLDC, servomotores de transición, controladoras de velocidad, telemetría, radiocontrol, GPS, regulador de voltaje y controladora de vuelo. Por tanto, la transición de vuelo horizontal a vertical y viceversa ha sido probado en un entorno seguro y controlado permitiendo así su implementación en el dron de ala fija modificado.

- La instalación de todos los elementos, probados inicialmente en la estación de pruebas en tierra, sobre el frame del dron de ala fija modificado permitió la verificación de nuevas necesidades estructurales que deben ser tomadas en cuenta en un futuro para el desarrollo de este tipo de proyectos, por ejemplo, mecanismos de sujeción para ensamblaje rápido del sistema, canaletas amplias para el paso de cableado de mayor calibre, espacio refrigerado para controladoras de velocidad, entre otras.
- La programación de la controladora de vuelo Pixhawk Cube 2.1 con el firmware de aviones provisto por Ardupilot permite el control de diferentes tipos de aeronaves VTOL, como por ejemplo los tipos tiltrotor, tailsitter o tiltwing. Además, dentro de la configuración para drones tipo VTOL tiltrotor, el firmware permite una amplia personalización asociada a la distribución y cantidad de motores, selección de motores basculantes, selección de motores a utilizar en vuelo crucero, rango de movimiento de los servomotores de transición, entre otros parámetros que permiten configurar al equipo según las necesidades del usuario.
- La estación de control en tierra Mission Planner constituye una herramienta fundamental en el uso de la controladora de vuelo Pixhawk Cube 2.1 con firmware Ardupilot permitiendo al usuario, a través de una interfaz amigable, realizar la descarga e instalación de varios tipos de firmwares para diferentes modelos de drones, modificación de parámetros, configuración de modos de vuelo y monitoreo en tiempo real de los parámetros de la aeronave a través de su estación de telemetría.
- Las pruebas de vuelo realizadas con el dron tipo VTOL tiltrotor han sido realizadas exclusivamente en modo de vuelo vertical obteniéndose resultados satisfactorios asociados a estabilidad, controlabilidad y funcionamiento en conjunto del sistema de empuje y controladora de vuelo, esto a pesar de una serie de problemáticas estructurales partiendo desde el peso excesivo de la aeronave, mecanismo de anclaje de alas al fuselaje deficiente, reajustes constantes de la orientación del sistema de empuje al no ser fijo a la estructura, posición diferente del centro de empuje al centro de gravedad, entre otros.
- La prueba de vuelo asociada a la transición de vuelo vertical a horizontal ha sido realizada satisfactoria y exclusivamente en tierra debido a la problemática estructural del frame proporcionado, el no poder garantizar la seguridad del personal y de la aeronave al no contar con un área extensa en las instalaciones de

la institución educativa junto a la imposibilidad de transportar o realizar pruebas en los exteriores de la misma, esto asociado a políticas internas del manejo de bienes del Laboratorio del Proyecto de Investigación PIM 21-01.

3.3 RECOMENDACIONES

- Es importante tomar en cuenta el material y recubrimiento del frame a elaborar con el fin de no construirlo con un peso excesivo; además, el distribuir correctamente el peso, centro de empuje y centro de gravedad tomando en consideración el análisis y dimensionamiento del sistema de empuje, peso de componentes y distribución de los mismos. Así entonces, es recomendable una comunicación continua y trabajo en conjunto entre personal de Ingeniería Mecánica e Ingeniería Electrónica y Automatización.
- Una vez el Proyecto de Investigación PIM 21-01 disponga de nuevos frames tipo tiltrotor más livianos, es importante revisar en la controladora de vuelo todos los parámetros tipo Q, sus valores actuales y, especialmente, realizar un ajuste fino de las constantes del controlador PID con la finalidad de obtener vuelos controlables y estables que no pongan en peligro la integridad del hardware utilizado.
- Utilizar un nuevo firmware como PX4 u otra estación de control en tierra como QGroundControl con el fin de evaluar el desempeño obtenido con dicho sistema, así como facilidad de programación, interpretación de información, modificación de parámetros, entre otros apartados que puedan llevar la implementación de la funcionalidad tiltrotor a un punto donde se garantice un desempeño confiable del sistema en diversas situaciones y entornos operativos.

4 REFERENCIAS BIBLIOGRÁFICAS

- [1] E. S. Cruz Carrillo, "Cartografía detallada de lahares primarios del volcán Cotopaxi mediante imágenes de espectro visible e infrarrojo cercano obtenidas por una nave aérea no tripulada (DRONE)", Escuela Politécnica Nacional, Quito, 2020. Consultado: el 20 de noviembre de 2022. [En línea]. Disponible en: <http://bibdigital.epn.edu.ec/handle/15000/20629>
- [2] K. Sanjeev, "A project report on Structural analysis of fixed wing drone(UAVs)", *North Eastern Space Applications Centre (NESAC)*, 2020, Consultado: el 20 de noviembre de 2022. [En línea]. Disponible en: <https://nesac.gov.in/assets/resources/2020/12/Structural-analysis-of-fixed-wing-droneUAVs.pdf>

- [3] I. Cárdenas, R. Lozano-Leal, y S. Salazar-Cruz, “Autonomous take-off and landing for a fixed wing UAV”, University of Technologie of Compiègne, Compiègne, 2017. Consultado: el 7 de enero de 2023. [En línea]. Disponible en: https://theses.hal.science/tel-02083757/file/These_UTC_Israel_Lugo_Cardenas.pdf
- [4] H. Zhang, B. Song, H. Wang, y J. Xuan, “A method for evaluating the wind disturbance rejection capability of a hybrid UAV in the quadrotor mode”, *International Journal of Micro Air Vehicles*, vol. 11, ago. 2019, doi: 10.1177/1756829319869647.
- [5] A. Summers, “Modeling and Control of a Fixed Wing Tilt-Rotor Tri-Copter”, University of Washington, Washington, 2017. Consultado: el 20 de junio de 2023. [En línea]. Disponible en: https://www.google.com/url?sa=t&rct=j&q=&esrc=s&source=web&cd=&ved=2ahUK EwiRvbmG19T_AhXKgoQIHxUCCNoQFnoECBYQAQ&url=https%3A%2F%2Fdigital.lib.washington.edu%2Fresearchworks%2Fbitstream%2Fhandle%2F1773%2F39911%2FSummers_washington_0250O_17462.pdf%3Fsequence%3D1%26isAllowed%3Dy&usg=AOvVaw0G_IekT8vxMzh3jA_bLcKb&opi=89978449
- [6] P. Bates, T. Kille, y S. Lee Yong, *Unmanned aerial vehicles in civilian logistics and Supply Chain Management*, 1a ed., vol. 1. Hershey: IGI Global, 2019.
- [7] A. Misra *et al.*, “A Review on Vertical Take-Off and Landing (VTOL) Tilt-Rotor and Tilt Wing Unmanned Aerial Vehicles (UAVs)”, *Journal of Engineering*, vol. 2022, pp. 1–27, sep. 2022, doi: 10.1155/2022/1803638.
- [8] C. Chen, J. Zhang, D. Zhang, y L. Shen, “Control and flight test of a tilt-rotor unmanned aerial vehicle”, *Int J Adv Robot Syst*, vol. 14, núm. 1, p. 172988141667814, ene. 2017, doi: 10.1177/1729881416678141.
- [9] K. T. Borup, T. I. Fossen, y T. A. Johansen, “A Machine Learning Approach for Estimating Air Data Parameters of Small Fixed-Wing UAVs Using Distributed Pressure Sensors”, *IEEE Trans Aerosp Electron Syst*, vol. 56, núm. 3, pp. 2157–2173, jun. 2020, doi: 10.1109/TAES.2019.2945383.
- [10] UAV Systems, “3D Robotics Aero M”, el 8 de abril de 2023. <https://uavsystemsinternational.com/products/3d-robotics-aero-m> (consultado el 7 de abril de 2023).
- [11] N. Runge *et al.*, “Design, Development, and Testing of an Autonomous Multirotor for Personal Transportation”, 2020, pp. 53–67. doi: 10.1007/978-3-030-43929-3_6.
- [12] Ardupilot, “The Cube Black”, el 8 de abril de 2023. The Cube Black (consultado el 7 de abril de 2023).
- [13] PX4, “Hex Cube Black Flight Controller”, el 8 de abril de 2023. https://docs.px4.io/v1.12/en/flight_controller/pixhawk-2.html (consultado el 7 de abril de 2023).
- [14] PROFICNC HEX AERO, “HERE 2 GPS GNSS”, el 8 de abril de 2023. https://www.mybotshop.de/Here-2-GPS-GNSS_1 (consultado el 7 de abril de 2023).
- [15] PROFICNC HEX AERO, “Power Brick Mini”, el 8 de abril de 2023. <https://www.heliengadin.com/products/power-brick-mini> (consultado el 7 de abril de 2023).

- [16] V. K. GUEVARA BALAREZO, “DISEÑO E IMPLEMENTACIÓN DE UN SISTEMA DETELEMETRÍA Y VIDEO PARA VEHÍCULOS AÉREOS NO TRIPULADOS (UAVS)”, TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE MAGÍSTER EN MECATRÓNICA Y ROBÓTICA, Escuela Politécnica Nacional, Quito, 2019.
- [17] FrSky, “X8R”, el 8 de abril de 2023. <https://www.frsky-rc.com/product/x8r/> (consultado el 7 de abril de 2023).
- [18] FrSky, “Taranis X9D Plus”, el 8 de abril de 2023. <https://www.frsky-rc.com/product/taranis-x9d-plus-2/> (consultado el 7 de abril de 2023).
- [19] ArduPilot, “ArduPilot Documentation”, el 9 de abril de 2023. <https://ardupilot.org/ardupilot/> (consultado el 8 de abril de 2023).
- [20] ArduPilot, “Plane Home”, el 9 de abril de 2023. <https://ardupilot.org/plane/index.html> (consultado el 8 de abril de 2023).
- [21] ArduPilot, “Mission Planner Overview”, el 9 de abril de 2023. <https://ardupilot.org/planner/docs/mission-planner-overview.html> (consultado el 8 de abril de 2023).
- [22] D. Joshi, D. Deb, y S. M. Muyeen, “Comprehensive Review on Electric Propulsion System of Unmanned Aerial Vehicles”, *Front Energy Res*, vol. 10, may 2022, doi: 10.3389/fenrg.2022.752012.
- [23] M. A. QUINTEROS CALISPA y J. C. SARANGO DIAZ, “DISEÑO Y CONSTRUCCIÓN DE UN VEHÍCULO AÉREO NO TRIPULADO DE ALA FIJA (UAV) CON UN SISTEMA DE DESPEGUE Y ATERRIZAJE VERTICAL (VTOL)”, TRABAJO DE TITULACIÓN PREVIO A LA OBTENCIÓN DEL TÍTULO DE INGENIERO MECÁNICO, Escuela Politécnica Nacional, Quito, 2022.
- [24] E. Valencia, V. Alulema, y D. Rodríguez, “Wetland Monitoring Using Unmanned Aerial Vehicles with Electrical Distributed Propulsion Systems”, en *Propulsion Systems*, IntechOpen, 2019. doi: 10.5772/intechopen.84402.
- [25] B. Wang, Z. Hou, Z. Liu, Q. Chen, y X. Zhu, “Preliminary Design of a Small Unmanned Battery Powered Tailsitter”, *International Journal of Aerospace Engineering*, vol. 2016, pp. 1–11, 2016, doi: 10.1155/2016/3570581.
- [26] Ö. Dündar, M. Bilici, y T. Ünler, “Design and performance analyses of a fixed wing battery VTOL UAV”, *Engineering Science and Technology, an International Journal*, vol. 23, núm. 5, pp. 1182–1193, oct. 2020, doi: 10.1016/j.jestch.2020.02.002.
- [27] Muhammad Fadhil Bin Jamaludina y Mastura Ab Wahid, “DESIGN AND ANALYSIS PERFORMANCE OF FIXED WING VTOL UAV”, *Journal of Transport System Engineering*, vol. 5, núm. 1, nov. 2018, Consultado: el 26 de mayo de 2023. [En línea]. Disponible en: <https://people.utm.my/mnazri/files/2020/02/90-192-1-PB-1.pdf>
- [28] T-MOTOR, “AT3520 Long Shaft”, el 20 de mayo de 2023. <https://store.tmotor.com/goods.php?id=794> (consultado el 20 de mayo de 2023).
- [29] ArduPilot, “Firmware site, path: /Plane”, el 9 de julio de 2023. <https://firmware.ardupilot.org/Plane/> (consultado el 8 de julio de 2023).
- [30] Agisoft, “Agisoft Metashape: Professional Edition”, el 15 de agosto de 2023.

- [31] ArduPilot, “UAV Log Viewer”, el 16 de agosto de 2023. <https://plot.ardupilot.org/#/> (consultado el 15 de agosto de 2023).
- [32] ArduPilot, “Center of Gravity”, el 16 de agosto de 2023. <https://ardupilot.org/plane/docs/guide-center-of-gravity.html> (consultado el 15 de agosto de 2023).

5 ANEXOS

ANEXO I. ENLACE A VIDEOS Y ARCHIVOS

A continuación, se presenta un enlace que redirecciona a una carpeta compartida donde se encuentran los archivos y videos que validan la realización de este Trabajo de Integración Curricular:

[RENATO ANDRANGO-TIC-TITD201-GR3](#)